Nr 12 (ROK V. 1937. Nr 2.). LWÓW, WE WRZEŚNIU 1937 r.

LWOWSKIE

CZASOPISMO LOTNICZE

ORGAN BIULETYNOWY
LABORATORIUM AERODYNAMICZNEGO POLITECHNIKI LWOWSKIEJ I INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA
WYDAWANY KILKA RAZY W ROKU W MIARĘ ZEBRANIA MATERIAŁU BADAWCZEGO

DODATEK DO „CZASOPISMA TECHNICZNEGO"

BIULETYN INSTYTUTU TECHNIKI SZYBOWNICTWA

Inż. WIESŁAW STĘPNIEWSKI

Niektóre zagadnienia ekonomii i użytkowności motoszybowców[1].

Certains problèmes de l'économie et de l'utilisation des motoplaneurs.

Pour faciliter la discussion en employant des méthodes analytiques, on a remplacé la polaire dans l'étendue d'angles d'incidence utilisés par une parabole dont l'équation (1) contient les quantités $c_{xn} = \sim c_{x\,min}$ et λ bien familières au constructeur. En se servant aussi d'autres grandeurs de construction, comme $\frac{\eta N}{S}$ et $\frac{Q}{S}$, on a établi des formules donnant la relation entre les performances et les grandeurs de construction choisies.

On a représenté les relations établies par des diagrammes. La fig. 2 représente la relation de la vitesse de descente $v_y = f\left(\lambda; \frac{Q}{S}; c_{xn}\right)$, la fig. 3 représente la relation des vitesses en palier $v = f\left(c_{xn}; \lambda; \frac{Q}{S}; \frac{\eta N}{S}\right)$ les fig. 5 et 6 — la relation entre la vitesse économigue et w, $\frac{Q}{S}$, $\frac{\eta N}{S}$ et λ. La vitesse économique est définie comme la vitesse du vol correspondant à la consommation minimum du combustible dans un vol de A à B, par différentes vitesses du vent contraire (fig. 4). La fig. 7 représente la relation de la vitese ascensionelle au sol $v_A = f\left(\frac{Q}{S}; \lambda; \frac{\eta N}{S}\right)$.

Les relations entre les performances et les grandeurs de construction étant ainsi établies d'une façon claire, on a fait l'examen détaillé des limites dans lesquelles ces grandeurs doivent être comprises pour que le motoplaneur corresponde aux conditions d'économie et d'utilisation. Les conditions d'économie sont définies comme suit: 1) Grâce à une vitesse de descente relativement petite en vol moteur stoppé ($v_y < 1\ m/sec$), le motoplaneur doit pouvoir utiliser pour le vol les courants ascendants fréquemment rencontrés dont la vitesse est supérieure à 1 m/sec. 2) L'énergie du combustible emporté doit permettre de franchir les plus longues distances par différents vents horizontaux. 3) Les conditions d'utilisation sont définies par les performances minima les suivantes: $v_{max} \geqslant 100\ km/h$, $v_A \geqslant 1{,}3\ m/sec$ (la question de la longueur du décollage et de la pente de la trajectoire de montée a été discutée dans „Lwowskie Czasopismo Lotnicze", No 9, 1936).

Après une discussion détaillée, l'auteur vient finalement à la conclusion qu'il est nécessaire, pour satisfaire aux exigences d'économie et d'utilisation, de choisir des caractéristiques de construction contenues dans les limites $\lambda = 10-13$, $\frac{Q}{S} = 16-20\ kg/m^2$, $\frac{\eta N}{S} = 0{,}7-1\ \frac{CV}{m^2}$ et de chercher à obtenir $c_{x\,min} = \sim 0{,}02$ (sans tenir compte de la traînée de l'hélice).

Oznaczenia.		Les déterminations.
$Q[kg]$	— ciężar całkowity w locie	poid total en vol
$S[m^2]$	— powierzchnia płatów	surface des ailes
$N[KM]$	— moc silnika	puissance du moteur
η	— sprawność śmigła	rendement d'hélice

[1]) Treść zbliżona do referatu wygłoszonego na Kongresie ISTUS w Salzburgu.

c_{xp}	— spółczynnik oporu profilowego	coefficient de la traînée profilaire
c_{xsz}	— „ „ szkodliwego	„ „ „ „ nuisible
c_x	— spółczynnik oporu motoszybowca	coefficient de la traînée du motoplaneur
c_y	— spółczynnik wyporu	coefficient de la portence
λ	— wydłużenia	allongement
$\frac{Q}{S}\left[\frac{kg}{m^2}\right]$	— obciążenie powierzchni	charge par m^2
$\frac{\eta N}{S}\left[\frac{KM}{m^2}\right]$	— efektywna moc jednostkowa	puissance effective par m^2
$c_{xn}=c_{xp}+c_{xsz}=\sim c_{xmin}$	— obliczeniowy spółczynnik oporu	coefficient de la traînée du calcul
$\varepsilon=\frac{c_y}{c_x}$	— doskonałość	finesse
$v_y\,[m/sek]$	— prędkość opadania w locie szybowcowym	vitesse de descente en vol plané
$v_y'\,[m/sek]$	— prędkość opadania w locie szybowcowym bez uwzględnienia oporu śmigła	„ „ „ sans consideration de la traînée d'hélice
$v\,[m/sek]$	— prędkość lotu poziomego	vitesse de vol horizontal
$v_{ek}\,[m/sek]$	— prędkość lotu poziomego z najmniejszym zużyciem energii na danym odcinku	„ „ „ d'utilisation minimum d'energie sur distance donnée
$v_A\,[m/sek]$	— prędkość wznoszenia przy ziemi	vitesse d'ascension près du sol
$L\,[m]$	— odległość lotu	distance de vol
$P\,[kgm]$	— energia potrzebna na przelecenie odległości L	l'energie effective pour vol sur distance L.

Zagadnienia ekonomii motoszybowców rozpatrywane z energetycznego punktu widzenia dadzą się podzielić na dwa kompleksy:

1) Zagadnienia najlepszego wykorzystania dla lotów motoszybowców energii atmosfery i

2) najlepszego wyzyskania energii zabieranego paliwa.

Przy rozpatrywaniu jednak tych kwestii i wyprowadzaniu wniosków konstrukcyjnych trzeba stale mieć na uwadze kryteria użytkowności — trzeba zdawać sobie sprawę czy pełne uczynienie zadość wymogom ekonomii nie skrępowałoby zbytnio swobody użytkowania i swobody latania tych maszyn.

Rozpatrując wspomniane tutaj zagadnienia, będziemy posługiwać się w miarę możności metodami analitycznymi w rozpatrywaniu zagadnień mechaniki lotu, gdyż metody te pozwalają na lepsze przedyskutowanie wpływu różnych wielkości i parametrów konstrukcyjnych na wyczyny oraz ekonomię lotu. W tym celu zastępujemy biegunową w zakresie użytkowych kątów natarcia odcinkiem paraboli o równaniu paraboli oporu indukowanego przesuniętej w kierunku dodatnim osi c_x o stałą wielkość (ryc. 1)

$$c_{xn}=c_{xsz}+c_{xp}=\sim c_{x\,min}.$$

Równanie paraboli zastępującej biegunową ma postać

$$c_x=c_{xn}+\frac{c_y^2}{\pi\lambda} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (1)$$

Tak ustalone równanie paraboli zawiera parametry mające wyraźny sens dla konstruktora i przemawiające do jego czucia i wyobraźni konstrukcyjnej. Zarówno bowiem wydłużenie λ jak i $c_{xn}=\sim c_{xmin}$, potraktowane jako suma oporu profilowego płata i oporu szkodliwego motoszybowca, są wielkościami dobrze wyczuwanymi przez konstruktora, a ustalenie ich wpływu na wyczyny i użytkowność, oraz ekonomię może i powinno dawać konkretne wskazówki konstrukcyjne.

Jako inne charakterystyczne wielkości dla dyskusji naszych zagadnień wybrano obciążenie

Ryc. 1. Przykład biegunowej płata i całego motoszybowca.

powierzchniowe $\frac{Q}{S}$ kg/m^2 oraz moc efektywną (z uwzględnieniem sprawności śmigła) odniesioną do jednostki powierzchni $\frac{\eta N}{S}$ KM/m^2. Obciążenie powierzchni jest wielkością, którą każdy konstruktor wciąż operuje w swych kalkulacjach. Również moc jednostkowa szczególnie dla konstruktorów, posługujących się wykresami logarytmicznymi przy obliczaniu wyczynów, jest wielkością często używaną i dobrze wyczuwalną.

Posługując się równaniem biegunowej (1) oraz operując wielkościami obciążenia powierzchniowego i powierzchniowego obciążenia mocy, można znaleźć analityczne związki między wyczynami a tymi wielkościami i co najważniejsze przedyskutować wpływ tych wielkości konstrukcyjnych na wyczyny i kwestie ekonomii i użytkowności lotu motoszybowców [1]).

Szybkość opadania. Między szybkością opadania a składową poziomą szybkości lotu zachodzi znany związek

$$v_y = \frac{v_x}{\varepsilon} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (2)$$

gdzie $\varepsilon = \frac{c_y}{c_x}$ jest doskonałością motoszybowca w locie ślizgowym, (z uwzględnieniem oporów śmigła), zaś $v_x = \sim \sqrt{\frac{Q}{S}\frac{2g}{\delta}\frac{1}{c_y}}$.

Wstawiając wartość c_x z równania (1) w (2) otrzymamy

$$v_y = \frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S}\frac{2g}{\delta}} \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

a biorąc

$$\frac{\partial v_y}{\partial c_y} = \frac{\partial}{\partial c_y}\left(\frac{\pi c_{xn} \lambda + c_y^2}{\pi \lambda c_y \sqrt{c_y}} \sqrt{\frac{Q}{S}\frac{2g}{\delta}}\right) = 0$$

znajdujemy wartość c_y odpowiadającego minimalnej prędkości opadania.

$$c_{y\, v_{y\,min}} = \sqrt{3 \pi \lambda c_{xn}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

Wstawiając (4) w (3) otrzymamy

$$v_{y\,min} = \sqrt{\frac{Q}{S}\frac{2g}{\delta}} \sqrt[4]{\frac{256}{27}\frac{c_{xn}}{\pi^3 \lambda^3}} \quad . \quad . \quad (5)$$

a przy ziemi

$$v_{y\,min} = \sim 3{,}04 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda}} \quad . \quad . \quad . \quad (5a)$$

Wyrażenie (4) daje wskazania o położeniu na biegunowej c_y odpowiadające najmniejszym prędkościom opadania. Wyrażenie zaś (5) wskazuje na wpływ wydłużenia, oraz wartości minimalnego oporu motoszybowca na wielkość minimalnej prędkości opadania. Widzimy tu, iż wpływ wydłużenia występującego w trzeciej potędze jest znacznie większy aniżeli oporów szkodliwych i oporu profilowego, będących w potędze pierwszej.

[1]) Podobną metodą w rozpatrywaniu zagadnień mechaniki lotu posługiwali się Schrenck, Lippisch, oraz autor w rozpatrywaniu zagadnień szybowcowych. Porównaj spis literatury.

Porównując wielkości $c_{y\, v_{y\,min}}$ oraz $v_{y\,min}$ obliczone z wyrażeń (4) i (5) z uzyskanymi na podstawie dmuchań tunelowych, otrzymujemy dla większości wypadków konkretnych szybowców i motoszybowców pewne rozbieżności szczególnie co do wielkości c_y, przy których powinna mieć miejsce minimalna prędkość opadania. Dzieje się to przeważnie dlatego, że w dmuchaniach tunelowych na skutek zmiany stanu warstwy granicznej opór profilowy przy większych kątach natarcia doznaje bardzo znacznych przyrostów i biegunowa otrzymuje charakterystyczne zagięcie dla okolicy dużych c_y [2]). Dlatego też praktyczniej jest dla wszystkich przeliczeń i rozważań wpływu przyjętych wyżej wielkości konstrukcyjnych na prędkość opadania brać jako wielkość porównawczą nie minimalną prędkość opadania, lecz prędkość opadania zachodzącą przy największej doskonałości lotu, gdyż w okolicach ε_{max} biegunowe rzeczywiste i przyjęta przez nas zastępcza parabola na ogół bardzo dobrze się pokrywają.

Wyrażenie dla szybkości opadania w locie ślizgowym przy największej doskonałości znajdziemy drogą następujących prostych przekształceń:

$$\varepsilon = \frac{c_y}{c_x} = \frac{\pi \lambda c_y}{c_{xn} \pi \lambda + c_y^2} \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

biorąc

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial c_y} = \frac{\partial}{\partial c_y}\left(\frac{\pi \lambda c_y}{c_{xn} \pi \lambda + c_y^2}\right) = 0$$

znajdujemy

$$c_{y\,\varepsilon_{max}} = \sqrt{c_{xn} \pi \lambda} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

wstawiając (7) w (6) otrzymujemy

$$\varepsilon_{max} = \frac{1}{2}\sqrt{\frac{\pi \lambda}{c_{xn}}} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

i pamiętając, że $v_y = \frac{v_x}{\varepsilon}$, a więc $v_{y\,\varepsilon_{max}} = \frac{v_{x\,\varepsilon max}}{\varepsilon_{max}}$ otrzymujemy ostatecznie

$$v_{y\,\varepsilon_{max}} = 2\sqrt{\frac{Q}{S}\frac{2g}{\delta}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\pi^3 \lambda^3}} \quad . \quad . \quad (9)$$

a przy ziemi

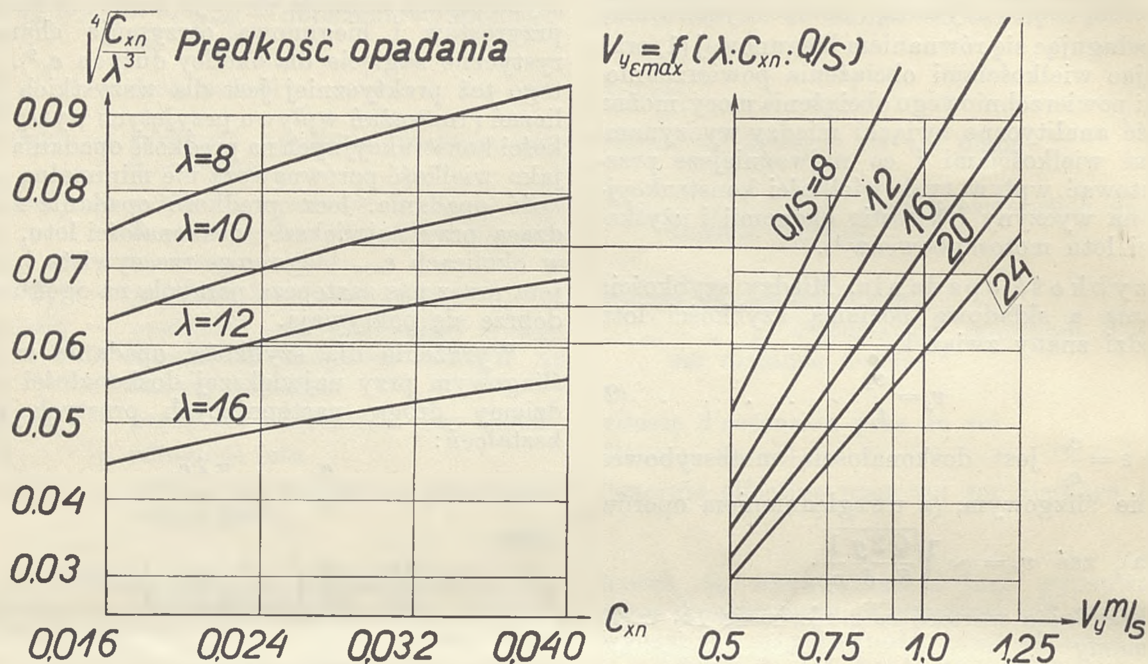
$$v_{y\,\varepsilon_{max}} = \sim 3{,}4 \sqrt{\frac{Q}{S}} \sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}} \quad . \quad . \quad . \quad (9a)$$

Jak widzimy prędkość opadania przy największej doskonałości różni się od minimalnej prędkości opadania jedynie nieznaczną różnicą

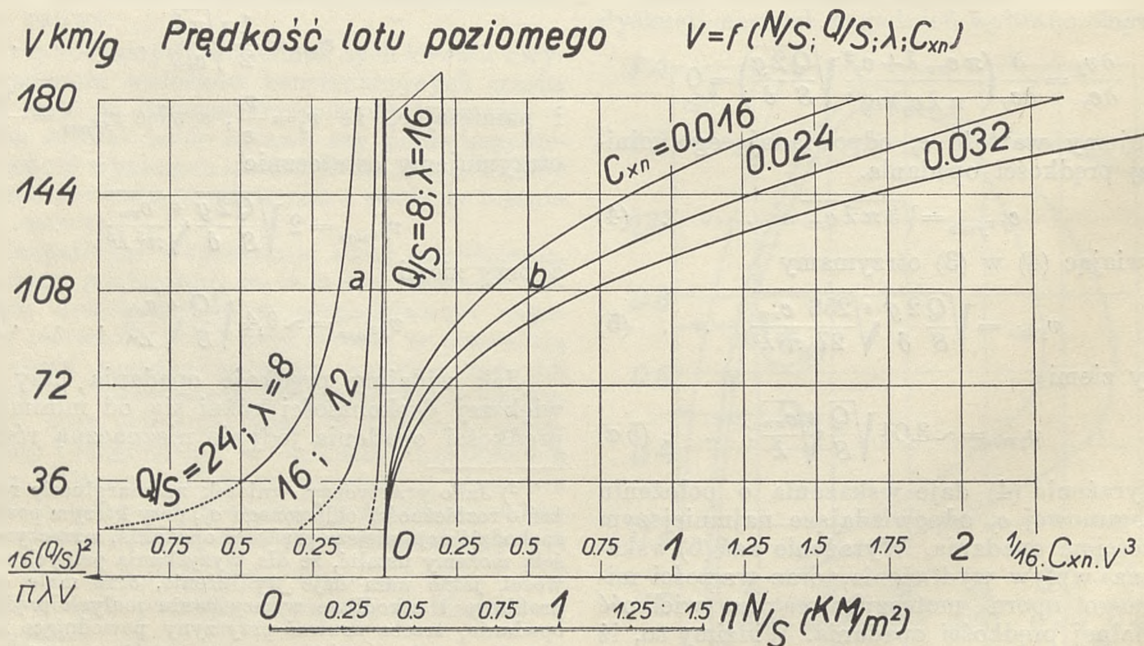
[2]) Jako praktyczny wniosek na marginesie rozważań o rozbieżności obliczonego c_y, przy którym powinna zachodzić najmniejsza prędkość opadania, a rzeczywistością możemy ustalić, że dla wyzyskania pełnych możliwości, jakie nam daje wydłużenie, oraz małe opory profilowe i szkodliwe w uzyskaniu małych prędkości opadania, trzeba usuwać przyczyny powodujące nagły wzrost oporu (zmianę stanu warstwy granicznej przy opływie profili). Ze środków najprostszych należy tu wymienić dbałość o możliwie najbardziej idealną gładkość powierzchni skrzydeł, gdyż dzięki temu przy liczbach Reynoldsa zachodzących dla motoszybowców zarówno biegunowa ciągnie się wyżej, jak i maleją różnice między parabolą zastępczą a biegunową dla dużych kątów natarcia. Patrz Dr Fuchs „Wiarygodność aerodynamicznych pomiarów modelowych dla rzeczywistości w locie". Lwowskie Czasopismo Lotnicze Nr 9, 1936 r.

wartości spółczynnika stałego. Charakter wyrażenia, a więc i wpływ wydłużenia, oraz wielkości c_{xn} jest identyczny jak dla wyrażenia na najmniejszą prędkość opadania.

Dla graficznego przedstawienia zależności prędkości opadania w locie z największą doskonałością od przyjętych przez nas wielkości konstrukcyjnych nanosimy: $\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ jako funkcje c_{xn}



Ryc. 2. Wykres dla odczytywania prędkości opadania jako $f(\lambda;\ c_{xn};\ Q/S)$.



Ryc. 3. Wykres dla odczytywania prędkości lotu poziomego jako $f(N/S;\ Q/S;\ \lambda;\ c_{xn})$.

dla różnych wartości parametru λ. Ponieważ prędkość opadania dla stałej wartości parametru $\frac{Q}{S}$ jest w zależności liniowej od wartości $\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ nanosimy obok proste $\left(\text{dla różnych } \frac{Q}{S}\right)$ odpowiadające tej zależności w ten sposób że na skali poziomej odczytujemy wartość $v_{y\varepsilon_{max}}$ jako odciętą punktu przecięcia się równoległej do osi v_y wyprowadzonej z punktu odpowiadającego danej wartości $\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ (dla danych λ i c_{xn}) z prostą $\frac{Q}{S}$.

S z y b k o ś ć   l o t u   p o z i o m e g o. Związki ilustrujące wpływ przyjętych przez nas wielkości konstrukcyjnych na szybkość lotu poziomego znajdziemy łatwo wychodząc ze znanej zależności

$$75\,\eta N = Q\frac{c_x}{c_y}v.$$

Wstawiając wartość c_x z (1) oraz wyrażając c_y przez związek zachodzący dla lotu poziomego: $c_y = \frac{2g}{\delta}\frac{Q}{S}\frac{1}{v^2}$ otrzymujemy następujące równanie

$$75\eta\frac{N}{S} = c_{xn}\frac{\delta}{2g}v^3 + \frac{2g}{\delta}\frac{\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi\lambda v} \quad . \quad . \quad (10)$$

a przy ziemi

$$1200\eta\frac{N}{S} = c_{xn}v^3 + 256\frac{\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi\lambda x} \quad . \quad . \quad (10a)$$

Równanie to wskazuje, iż moc potrzebna do lotu poziomego składa się z mocy idącej na pokonanie oporów czołowych i profilowych $c_{xn}\frac{\delta}{2g}v^3$, oraz mocy wynikającej z istnienia indukowanego oporu $\frac{2g}{\delta}\frac{\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi\lambda v}$. Równanie (10) w tej postaci nie pozwala na bezpośrednie określenie prędkości lotu poziomego na drodze zwykłych działań algebraicznych, gdy dane są pozostałe wielkości. Rozwiązać je można drogą kolejnych przybliżeń, lub co jest bardziej dogodne dla naszej dyskusji wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych, przedstawić je w formie graficznej. W tym celu kreślimy (ryc. 3) dla interesujących nas λ i $\frac{Q}{S}$ krzywe $\frac{2g}{\delta}\frac{\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi\lambda v} = f(v)$ oraz dla danych c_{xn} krzywe $\frac{\delta}{2g}c_{xn}v^3 = f(v)$ w ten sposób, by skale v (obrane pionowo) były wspólne. Odcinek poziomy prostej łączącej dla danego v punkty na krzywych z lewej dane przez $\frac{Q}{S}$ i λ z punktami na krzywych $f(v) = \frac{\delta}{2g}c_{xn}v^3$ daje w pewnej skali wielkość $\frac{\eta N}{S}$ potrzebnej do lotu poziomego przy danych parametrach konstrukcyjnych i danym v. Odwrotnie mając dane $\frac{\eta N}{S}$ w postaci długości odcinka (np. $a\,b$) na wykresie (skala $\frac{\eta N}{S}$ umieszczona niżej) można znaleźć prędkość lotu poziomego jako punkt przecięcia tego odcinka ze skalą v. Przy tym jeden koniec odcinka leży na krzywej scharakteryzowanej przez dane $\frac{Q}{S}$ i λ, drugi zaś na krzywej z danym parametrem c_{xn}.

Zagadnienie lotu najekonomiczniejszego można sformułować jako znalezienie kryteriów dla szybkości, z którą lecąc na pewnej odległości, zużyje się najmniej energii na przewiezienie jednostki ciężaru całkowitego maszyny. Jeżeli zużycie energii dla przelotu pewnego odcinka L wynosi P, a ciężar całkowity motoszybowca w locie Q, to będziemy szukać prędkości, dla której wyrażenie $\frac{P}{Q}$ osiągnie swe minimum.

W pogodę bezwietrzną zagadnienie to sprowadza się do banalnego i dobrze znanego wypadku lotu z największą doskonałością. Bardziej interesującym jest rozpatrywanie tego zagadnienia przy założeniu istnienia wiatru poziomego. Dla uproszczenia zakładamy, że lot odbywa się w łożu wiatru, wiejącego z szybkością w, przyczym niech będzie to wiatr czołowy. (Dla wiatru tylnego wyrazy, w których wystąpi w w potęgach nieparzystych, zmieniają znaki na przeciwne).

Przyjmując oznaczenia jak na ryc. 4 możemy napisać zależność

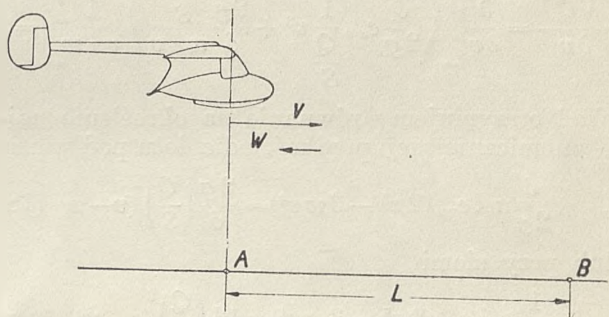
$$dL = (v - w)\,dt \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

Elementarna praca wyniesie:

$$dP = Q\frac{c_x}{c_y}v\,dt \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (12)$$

Wyrażając dt z równania (12) i wstawiając w (11) otrzymamy związek

$$dP = Q\frac{c_x}{c_y}v\frac{dL}{v-w} \quad . \quad . \quad . \quad (13)$$



Ryc. 4. Schemat lotu motoszybowca z prędkością v pod wiatr o prędkości w.

Praca potrzebna na przebycie odległości L z prędkością v, przy wietrze przeciwnym w, wyniesie:

$$P = \int_0^L Q\frac{c_x}{c_y}\frac{v}{v-w}\,dL.$$

Ogólnie rzecz biorąc z powodu zużycia paliwa w locie ciężar $Q=f(L)$, ponieważ jednak w motoszybowcach ciężar paliwa stanowi stosunkowo nieznaczną część ciężaru ogólnego nie dochodząc nawet do 10%, możemy przyjąć $Q = \text{const}$. Przyjmując poza tym, że na odległości L również $\frac{c_x}{c_y} = \text{const}$, a więc i $v = \text{const}$ (przy założeniu $Q = \text{const}$), oraz że wiatr w jest stały — $w = \text{const}$, otrzymamy

$$P = Q\frac{c_x}{c_y}\frac{v}{v-w}L \quad . \quad . \quad . \quad (14)$$

lub

$$L = \frac{c_y}{c_x}\frac{v-w}{v}\frac{P}{Q} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Przekształcamy dalej (14): $Q\frac{c_x}{c_y}v = 75\eta N$ co wyrażając przy pomocy zależności (10) i wstawiając w (14) otrzymamy:

$$P = S\left(c_{xn}\frac{\delta}{2g}v^3 + \frac{2g}{\delta}\cdot\frac{\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi\lambda v}\right)\frac{1}{v-w}L \quad . \quad (16)$$

Ponieważ nam chodzi o kryteria najmniejszego zużycia energii na przetransportowanie jednostki ciężaru całkowitego podzielimy równanie (16) przez Q. Przyjmując poza tym jako porównawczą odległość $L=1$, otrzymamy:

$$\frac{P'}{Q}=\left(c_{xn}\frac{\delta}{2g}\frac{1}{\frac{Q}{S}}v^3+\frac{2g}{\delta}\cdot\frac{\frac{Q}{S}}{\pi\lambda v}\right)\frac{1}{v-w} \qquad (17)$$

a przy ziemi

$$\frac{P'}{Q}=\left(\frac{1}{16}c_{xn}\frac{1}{\frac{Q}{S}}v^3+16\frac{\frac{Q}{S}}{\pi\lambda v}\right)\frac{1}{v-w} \qquad (17\,a)$$

Dla znalezienia szybkości najekonomiczniejszego transportu szukamy extremum wyrażenia (17) względem v:

$$\frac{\partial\left(\frac{P'}{Q}\right)}{\partial v}=\frac{\partial}{\partial v}\left[\left(\frac{\delta}{2g}c_{xn}\frac{1}{\frac{Q}{S}}v^3+\frac{2g}{\delta}\frac{\frac{Q}{S}}{\pi\lambda v}\right)\frac{1}{v-w}\right]=0$$

skąd otrzymujemy równanie na określenie najekonomiczniejszej prędkości dla lotu pod wiatr:

$$\frac{\delta}{2g}\pi\lambda c_{xn}(2v^5-3wv^4)=\frac{2g}{\delta}\left(\frac{Q}{S}\right)^2(v-w) \qquad (18)$$

lub przy ziemi

$$\frac{1}{16}\pi\lambda c_{xn}(2v^5-3wv^4)=16\left(\frac{Q}{S}\right)^2(v-w) \qquad (18a)$$

Pierwiastki tego równania (podobnie jak dla lotu poziomego) nie dadzą się znaleźć drogą prostych działań algebraicznych i można znaleźć jego przybliżone pierwiastki drogą kolejnych podstawień. Dla naszych celów zilustrowania wpływu przyjętych wielkości konstrukcyjnych na wartości najekonomiczniejszych prędkości lotu, posłużymy się metodą graficzną, przedstawiając lewe strony równania (18) jako $f(v)$ dla różnych parametrów λ, c_{xn} i w oraz nanosząc na tymże wykresie prawe strony równania (18) jako $f(v)$ dla różnych $\frac{Q}{S}$ i w. Otrzymamy w ten sposób rodziny parabol piątego stopnia i rodziny prostych, których spółczynnik kierunkowy zależy od $\frac{Q}{S}$, a punkt przecięcia z osią v od wartości w. Odcięte punktów przecięcia się odpowiednich parabol i prostych dają nam pierwiastki równania, a więc najekonomiczniejsze prędkości lotu dla obranych wielkości konstrukcyjnych i danej prędkości wiatru przeciwnego.

S z y b k o ś ć   w z n o s z e n i a   p r z y   z i e m i. Przed ostatecznym sformułowaniem wniosków konstrukcyjnych i wskazówek dla najodpowiedniejszego wyboru wielkości λ, $\frac{Q}{S}$, c_{xn} i $\frac{\eta N}{S}$ ze wględu na ekonomię motoszybowców zarówno w locie szybowcowym jak i silnikowym, ważnym jest znalezienie wpływu tych wielkości na takie wyczyny, jak długość startu, stromość toru wznoszenia się, oraz prędkość wznoszenia przy ziemi, gdyż wyczyny te są decydujące dla użytkowności maszyn.

Zagadnienia długości startu, oraz stromości toru wznoszenia rozpatrywałem w Nr. 9 Lwowskiego Czasopisma Lotniczego, dla tego ograniczę się tutaj jedynie do rozważań odnośnie prędkości wznoszenia przy ziemi. Jako wielkość porównawczą wybrano prędkość wznoszenia przy ziemi na kącie natarcia odpowiadającym największej doskonałości. Uczyniono to z tych samych względów co i przy wyborze porównawczej prędkości opadania.

Szybkość wznoszenia przy ziemi w locie z największą doskonałością otrzymamy, wychodząc z bilansu mocy a mianowicie: moc efektywna dawana przez silnik równa się mocy potrzebnej do lotu poziomego, oraz mocy idącej na wznoszenie.

$$v_{A\varepsilon_{max}}Q=75\,\eta N-Q\frac{c_x}{c_y}v\,,$$

skąd

$$v_{A\varepsilon_{max}}=\frac{75\,\eta N}{Q}-v\frac{c_x}{c_y}.$$

Ale $v\frac{c_x}{c_y}=v'_{y\varepsilon_{max}}$ (gdzie $v'_{y\varepsilon_{max}}$ jest prędkością o padaniu w locie ślizgowym z największą doskonałością bez uwzględnienia dodatkowych oporów śmigła) i wstawiając dla lotu przy ziemi $v'_{y\varepsilon_{max}}=3{,}4\sqrt{\frac{Q}{S}}\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}$ (gdzie c_{xn} bierzemy bez uwzględnienia dodatkowego oporu śmigła) otrzymujemy

$$v_{A\varepsilon_{max}}=75\,\eta\frac{\frac{N}{S}}{\frac{Q}{S}}-3{,}4\sqrt{\frac{Q}{S}}\sqrt[4]{\frac{c_{xn}}{\lambda^3}}\quad . \qquad (19)$$

Widzimy, iż szybkość wznoszenia na kątach natarcia odpowiadających największej doskonałości jest różnicą prędkości wznoszenia, jaką osiągnąłby szybowiec, gdyby cała moc silnika szła na wznoszenie, pomniejszoną o prędkość opadania $v'_{y\varepsilon_{max}}$. Dla lepszego zilustrowania wpływu poszczególnych czynników konstrukcyjnych stosujemy następujące ujęcie graficzne: Na wykresie lewym dla różnych wartości parametru $\frac{Q}{S}$ nanosimy $\frac{75\,\eta\frac{N}{S}}{\frac{Q}{S}}=f\left(\eta\frac{N}{S}\right)$ czyli wykresy prędkości wznoszenia pod warunkiem, że cała moc dostarczona przez silnik szłaby na wznoszenie. Na wykresie prawym naniesione są dla różnych wartości parametrów $\frac{Q}{S}$ i λ prędkości opadania $v'_{\varepsilon_{max}}$ jako funkcje c_{xn}. Prędkość wznoszenia przy ziemi daje różnica długości rzędnych punktów lewego i prawego wykresu. Umieszczona między wykresami skala pozwala na ocenę ilościową prędkości wznoszenia przy ziemi.

Po ustaleniu tych wszystkich związków ogólnych między wyczynami, prędkością ekonomiczną, a przyjętymi parametrami konstrukcyj-

nymi, można przystąpić do szczegółowej dyskusji i starać się wyznaczyć najwłaściwsze drogi rozwoju konstrukcji motoszybowców.

Motoszybowiec został zdefiniowany przez ISTUS, którą to definicję zatwierdziła FAI. Dla przykładu podaję definicję motoszybowców jednoosobowych: ciężar całkowity $Q < 350$ *kg* obciążenie kwadratu rozpiętości $\frac{Q}{b^2} < 2{,}5$ kg/m^2, pojemność skokowa silnika $V \leqslant 1\,l$. Jeżeliby jednak chodziło o definicję nie urzędową lecz bardziej oddającą istotę motoszybownictwa to zdaje się należałoby ją sformułować następująco:

1) Szybkość opadania z zatrzymanym silnikiem powinna być taką, by pozwalała wykorzystywać dla lotu szybowcowego dość częste prądy wstępujące atmosfery, a więc nie powinna być większą od jakiegoś 1—1,2 *m/sek.*

2) Energia paliwa powinna być użytkowaną w locie silnikowym w sposób jak najbardziej ekonomiczny, a więc powinna pozwalać na przebywanie jak największych odległości z uwzględnieniem również wiatrów przeciwnych o prędkości do $w = 30—40$ *km/godz.*

3) Musi istnieć możność swobodnego wykorzystywania dla lotu bądź energii atmosfery, bądź energii paliwa, a więc musi być możność zapuszczania silnika w powietrzu.

4) Prędkość przelotowa, długość startu, stromość wznoszenia i prędkość wznoszenia przy ziemi powinny być takie, by nie ograniczać zbytnio swobody latania ze względu na potrzebę obszernych miejsc do startu. Ze względu również na swobodę latania pożądane byłoby utrzymanie w motoszybownictwie lądowania na płozę, która oddała tak duże usługi szybownictwu w uniezależnieniu się od terenu lądowania.

Zdaje się, że tak pojęta ida motoszybownictwa jest naturalnym i logicznym rozwinięciem idei szybownictwa, gdyż pozwalając wykorzystywać w całej pełni wszystkie zdobycze nagromadzone przez szybownictwo w dziedzinie możliwości wykorzystania energii atmosfery dla lotu; przez użycie pomocniczego silnika bardzo znacznie rozszerza się zakres tych możliwości. Wprawdzie wprowadzenie do szybownictwa startu mechanicznego przy pomocy samochodu, wyciągarki, a w szczególności samolotu dało szybownictwu możność rozszerzenia terenu swej działalności przez uniezależnienie się od jedynej jego dotychczasowej bazy w postaci gór, jednakże te wszystkie sposoby zużytkowania energii mechanicznej dla szybownictwa mają tylko jednorazowe zastosowanie przy starcie. Cały postęp uczyniony przez motoszybownictwo polega na możności dowolnego użycia energii mechanicznej w czasie trwania lotu. Poza tym dotychczasowe postacie energii mechanicznej stosowane dla startów szybowców ze względu na konieczność istnienia obszernych terenów, oraz zorganizowanych zespołów ludzkich, krępują w bardzo znacznym stopniu swobodę latania szybowcowego, i dlatego motoszybowiec zdolny do samodzielnego startu i na tym odcinku stanowi dalszy szczebel postępu w stosunku do szybownictwa.

Tabela I.

Motoszybowiec	λ	$\frac{Q}{S}$ kg/m^2	$\frac{0{,}65\,N}{S}$ KM/m^2	v_{max} *km/godz.*	v_y *m/sek.*	v_A *m/sek.*	c_{xn}
BG-15/1	7,8	20	0,78	105	1,8	1,2	0,0316
Avia-50	8,2	—	1,08	—	—	—	—
Horten	8,4	16,4	1,35 *	150	1,0	—	0,015
SFAN-4	8,7	24,2	1,27	115	—	—	0,046 (?)
SFAN-2	8,8	19,1	1,00	115	—	1,2	0,034
BAC	9,4	17,3	0,56	—	—	—	—
Bąk	10,3	18,9	0,985	110	1,2	1,5	0,0315
D-Maikäfer II	10,8	18,3	0,670	95	—	—	0,0390
ITS-8	11,0	17,2	0,690	115	0,9	1,3	0,0262
SS-2	12,4	15,8	0,585	102	—	1,0	0,0186
ITS-8 W	12,5	18,6	1,000	—	—	—	—
Avia-60	12,5	18,1	0,900	—	—	—	—
BleyM-Kondor	14,0	21,6	0,715	90	1,2	0,9	0,042

* Przyjęto $\eta = 0{,}72$.

Z zestawienia całego szeregu motoszybowców (Tabela 1) widzimy, iż wydłużenia zawarte są w granicach $\lambda = 7{,}8$ do $\lambda = 14$ (właściwie do $\lambda = 12{,}5$), obciążenia powierzchniowe wahają się w granicach od $\frac{Q}{S} = 15{,}8\ kg/m^2$ do $\frac{Q}{S} = 21{,}6\ kg/m^2$ $\left(\frac{Q}{S} = 24{,}2\right.$ dla SFANa 4 jest wyjątkiem) zaś powierzchniowe obciążenia mocy obliczone pod założeniem wspólnych dla wszystkich sprawności śmigła $\eta = 0{,}65$ można uważać za zawierające się w granicach $\frac{\eta N}{S} = 0{,}65$ do $\frac{\eta N}{S} = 1{,}08$ (wielkości te dla Hortena i SFANa 4 są zupełnie wyjątkowe). Dla statystyki obliczono tu również wartości c_{xn}, jakie wypadłyby z wyprowadzonych przez nas związków (18*a*), przyjmując za podstawę podane w opisach motoszybowców szybkości maksymalne, moc maksymalną silnika, sprawność śmigła $\eta = 0{,}65$ oraz inne podane w opisach charakterystyki.

O ile chodzi o prędkości opadania z zatrzymanym silnikiem to dla dość wielu maszyn no-

szących nazwę „motoszybowców“ szybkości te odbiegają znacznie od przyjętych jako logiczne minima ze względu na możność wykorzystania często występujących prądów wznoszących atmosfery. Przyczyny tego zjawiska należy doszukiwać w tym, że konstruktorzy zbyt mało jeszcze zwracają uwagi na walkę z oporami profilowymi i szkodliwymi, co powoduje, iż doskonałość motoszybowców (nie należy poza tym zapominać o zwiększonym oporze unieruchomionego śmigła) w locie ślizgowym odbiega od doskonałości szybowców o podobnym wydłużeniu. Z drugiej strony, w dążeniu do uzyskania małych prędkości opadania, nie należy popadać w drugą skrajność i stosować w normalnych motoszybowcach zbyt dużych wydłużeń, zbyt skomplikowanych urządzeń dla zmniejszenia oporu zespołu śmigło-silnikowego, gdyż wszystkie te czynniki znacznie podrażają konstrukcję, a posiadanie możliwego w każdej chwili do uruchomienia motoru bynajmniej nie stwarza konieczności wyzyskiwania nawet najsłabszych wznoszeń.

Posługując się wykresem na ryc. 2 postaramy się określić logicznie uzasadnione granice wydłużeń i obciążeń ze względu na prędkość opadania. Jak wspomniano w części pierwszej tych rozważań, prędkość opadania w locie z największą doskonałością dla danego λ; c'_{xn} i $\frac{Q}{S}$, znajdujemy prowadząc z punktu odpowiadającego obranej wartości c'_{xn}[1]) pionową do przecięcia się z krzywą danego wydłużenia λ skąd prowadząc równoległą do osi c_{xn} aż do przecięcia się z prostą danego obciążenia powierzchniowego na wykresie prawym odczytujemy prędkość opadania $v_{y\varepsilon_{max}}$ jako odciętą tego ostatniego punktu przecięcia się. (Np. dla $c'_{xn}=0{,}024$ oraz $\lambda=12$ i $\frac{Q}{S}=20$, $v_{y\varepsilon_{max}} = \backsim 0{,}9\ m/sek$). Wykres ten poza możnością znalezienia dla danych c_{xn}, λ i $\frac{Q}{S}$ wartości prędkości opadania jest doskonałą ilustracją wpływu tych czynników na prędkość opadania.

Przyjąwszy za zasadę, że prędkość opadania nie powinna przekraczać np. $v_{y\varepsilon_{max}} \leqslant 1\ m/sek$, możemy określić jakie powinny być najdogodniejsze λ i $\frac{Q}{S}$. Widzimy, iż możemy osiągnąć małą prędkość opadania drogą albo zastosowania dużych wydłużeń, albo stosowania małych obciążeń powierzchniowych. O ile chodzi o duże wydłużenie, to jak wspomniano wyżej powodują one na ogół biorąc wzrost kosztów i ciężaru. To ostatnie pociąga konieczność zastosowania silników o większej mocy ze względu na prędkość wznoszenia się i prędkość lotu poziomego i dla tego wydaje się, że w normalnych motoszybowcach nie należy przekraczać $\lambda = \backsim 12-13$. Stosowanie mniejszych wydłużeń np. $\lambda=7-8$ prowadziłoby do konieczności użycia przy możliwych dziś do osiągnięcia bez nadzwyczajnego wysiłku $c'_{xn} > 0{,}024$ obciążeń rzędu $\frac{Q}{S} \leqslant 12\ kg/m^2$. Stosowanie zbyt małych obciążeń powierzchniowych pociąga za sobą znowu ograniczenie praktycznej prędkości lotu, ze względu na to, iż lot z większą prędkością odbywa się na małych c_y. W tych warunkach lot w burzliwej atmosferze może łatwo spowodować niebezpieczne obciążenia maszyny, lub pociąga za sobą przynajmniej nieprzyjemne rzucania. Z tych względów zdaje się, że należy stosować obciążenia mniej więcej w granicach $\frac{Q}{S}=16-20\ kg/m^2$. Obciążenia te nie zbyt odbiegające od stosowanych w szybowcach wyczynowych mają przez to tę dodatnią stronę, iż pozwalają uczynić motoszybowce pilotażowo podobne do szybowców.

O ile chodziłoby o praktyczną realizację $v_{y\varepsilon_{max}} \leqslant 1\ m/sek$ to widzimy, że chcąc posiadać $\frac{Q}{S}=16-20\ kg/m^2$ i stosować wydłużenia $\lambda=10-12$ trzeba byłoby dla $\lambda=10$ przy $\frac{Q}{S}=20\ kg/m^2$ uzyskać $c'_{xn} = \backsim 0{,}018$ co wydaje się przy zastosowaniu zespołu śmigło-silnikowego nie chowanego w locie rzeczą bardzo trudną. Dla obciążenia $\frac{Q}{S} = 16\ kg/m^2$ i tegoż wydłużenia $\lambda = 10$ można byłoby uzyskać $v_{y\varepsilon_{max}} \leqslant 1\ m/sek$ już przy $c'_{xn} = 0{,}027$ co jest już bliższe dzisiejszych naszych możliwości. Natomiast dla $\lambda = 15$ nawet przy $\frac{Q}{S}=20\ kg/m^2$ można osiągnąć $v_{y\varepsilon_{max}} \leqslant 1\ m/sek$ już przy $c'_{xn} = \backsim 0{,}031$.

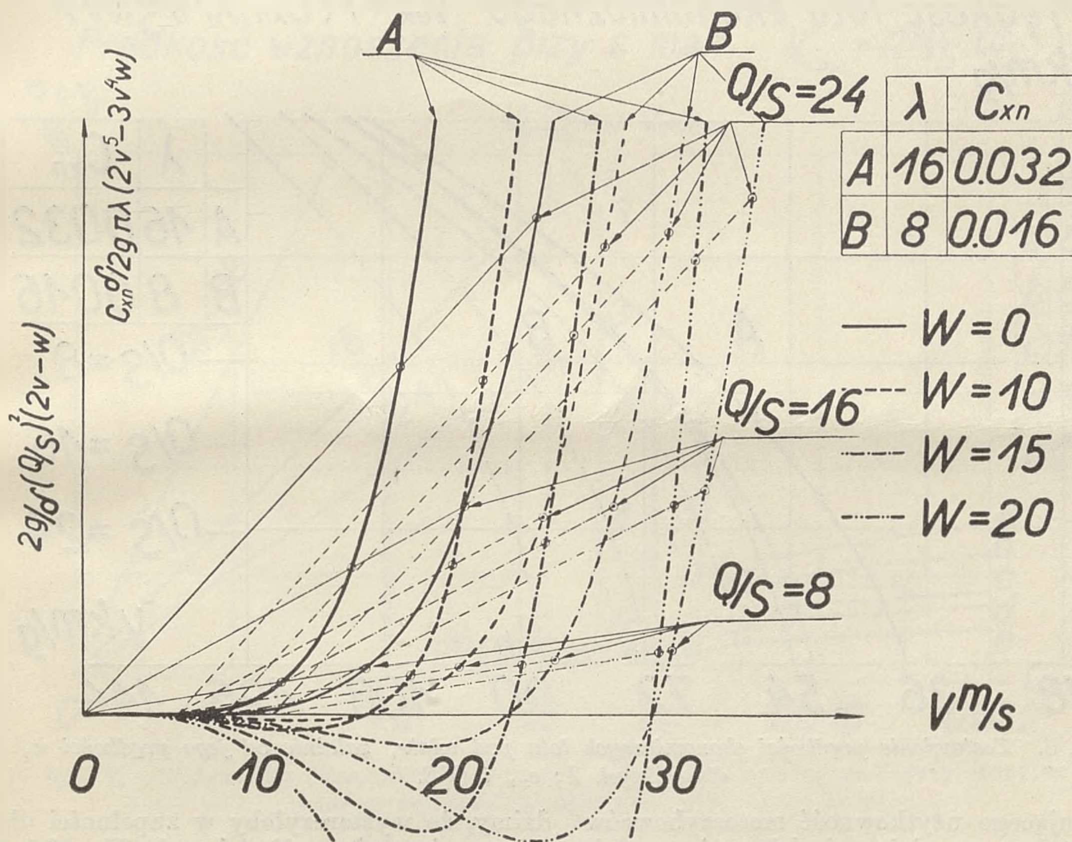
Przedyskutowawszy znaczenie $\frac{Q}{S}$, λ i c'_{xn} ze względu na prędkości opadania, zbadajmy szczegółowiej ilościowy wpływ tych parametrów na prędkość lotu poziomego, oraz postarajmy się zdać sobie sprawę jakie wskazane są wartości $\frac{\eta N}{S}$.

Na wykresie ryc. 3 przedstawione są krzywe jednostkowych mocy indukowanych $\frac{16\left(\frac{Q}{S}\right)^2}{\pi \lambda v}$ jako funkcje prędkości lotu dla dwu krańcowo dobranych przykładów $\left(\frac{Q}{S} = 24\ kg/m^2,\ \lambda = 8\right.$ oraz $\left.\frac{Q}{S} = 8\ kg/m^2,\ \lambda = 16\right)$ i poza tym dla średniego wypadku zbliżającego się bardziej do dzisiejszych motoszybowców $\frac{Q}{S} = 16\ kg/m^2,\ \lambda = 12\Big)$. Na tymże wykresie po prawej strowie podane są również jako funkcje prędkości moce jednostkowe $\frac{1}{16} c_{xn} v^3$. Krzywe z prawej strony są podane dla trzech różnych wartości c_{xn}, z których $c_{xn}=0{,}016$ reprezentuje pewien ideał podczas gdy dwie pozostałe wartości rzeczywistość. Moc (jednostkowa) dostarczona przez silnik równa się sumie mocy indukowanej oraz mocy idącej na pokonanie oporów szkodliwych i profilowych. Np. dla $\frac{Q}{S}=16\ kg/m^2$, $\lambda=12$ i $c_{xn}=0{,}024$ w locie z prędkością $v=108\ km/godz$ potrzebną jest moc jed-

[1]) Znaczkiem „prim“ określamy wartości spółczynników oporu jakie trzeba brać dla lotu szybowcowego, a więc uwzględniając również opór śmigła.

nostkowa, reprezentowana przez odcinek $a-b$, której wartość liczbową możemy określić przy pomocy skali umieszczonej w dole. I tak odczytujemy, iż dla danych założeń $\frac{\eta N}{S} = \sim 0{,}6\ KM/m^2$. Wykresem na ryc. 3 można posłużyć się również dla znalezienia prędkości lotu poziomego gdy dane są: λ, $\frac{Q}{S}$, c_{xn} i $\frac{\eta N}{S}$. Postępujemy w ten czas w ten sposób, że przesuwamy równolegle do osi odciętej odcinek o długości odpowiadającej danemu $\frac{\eta N}{S}$ do tego położenia aż oba jego końce będą leżały na krzywych odpowiadających przyjętym

w ogólnym bilansie mocy, a wpływ wartości c_{xn} dla uzyskania danej prędkości przy danym $\frac{\eta N}{S}$ staje się coraz większy, gdy równocześnie wpływ wydłużenia i obciążenia maleje. Np. dla $\frac{\eta N}{S} = 0{,}75\ KM/m^2$; $\lambda = 12$ i $\frac{Q}{S} = 15\ kg/m^2$ przy $c_{xn} = 0{,}032$ $v = \sim 108\ km/godz$ gdy $c_{xn} = 0{,}024$ wynosiłoby $v = \sim 122\ km/godz$. Przy tym samym $\frac{\eta N}{S} = 0{,}75\ KM/m^2$ i $\lambda = 16$; $\frac{Q}{S} = 8\ kg/m^2$ dla $c_{xn} = 0{,}032$ a prędkość wyniosłaby $v = \sim 111\ km/godz$ zaś dla $c_{xn} = 0{,}024$ $v = \sim 124\ km/godz$.



Ryc. 5. Wykres dla odczytywania prędkości ekonomicznej jako $f(c_{xn};\ \lambda;\ Q/S;\ w)$.

założeniom co do λ, $\frac{Q}{S}$ oraz c_{xn}. Punkt przecięcia się tak ustawionego odcinka z osią rzędnych daje prędkość lotu w kilometrach na godzinę.

Z ogólnego przebiegu krzywych widzimy, że o ile chodzi o moce jednostkowe potrzebne do lotu poziomego przy prędkościach zbliżonych do prędkości lotu v_{ek}, to procentowy udział mocy indukowanej w ogólnym bilansie mocy, szczególnie dla małych wydłużeń i dużych obciążeń (krzywa $\frac{Q}{S} = 24$, $\lambda = 8$) jest równorzędny a nawet znaczniejszy jak mocy idącej na pokonanie oporów c_{xn}. Oddalając się w kierunku większych prędkości lotu widzimy, iż moc potrzebna na pokonanie oporów zajmuje coraz większy udział

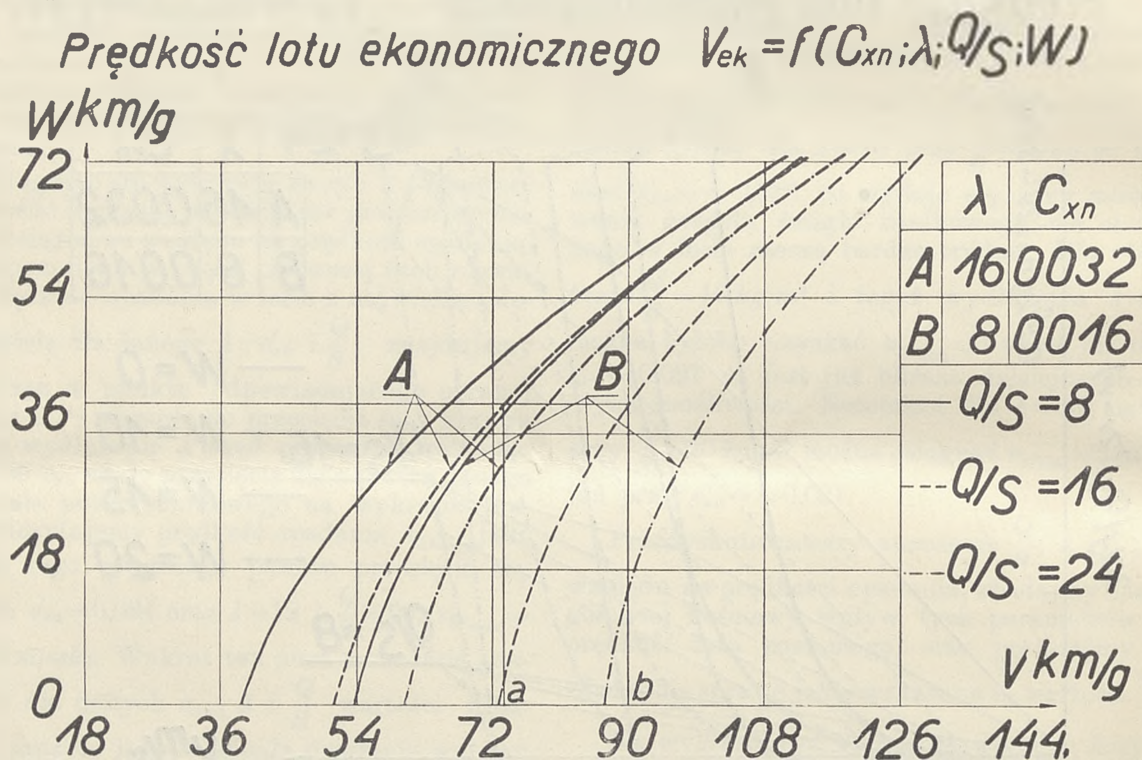
Jak widzimy wpływ zwiększenia λ i zmniejszenia $\frac{Q}{S}$ na uzyskiwanie dużych prędkości lotu poziomego jest nieznaczny. Jak wspomniano wyżej małe $\frac{Q}{S}$ są źródłem niebezpieczeństw dla lotu w burzliwej atmosferze, tym bardziej więc należy podkreślić niecelowość stosowania zbyt małych $\frac{Q}{S}$ jak również zbyt dużych λ, które poza zwiększeniem ciężaru i kosztu mogą czynić konstrukcję mniej sztywną. Co się tyczy wielkości $\frac{\eta N}{S}$ to zdaje się, że ze względu na użytkowne prędkości przelotowe i maksymalne

należałoby stosować $\frac{\eta N}{S}=0{,}6-1{,}0\ KM/m^2$ gdyż dla dość łatwo możliwych do osiągnięcia $c_{xn}=0{,}024$ zapewniałyby to prędkości rzędu $v=110-130\ km/godz$ przy czym dla $\frac{Q}{S}>16\ kg/m^2$ byłby $c_y \geqslant \sim 0{,}2$, a więc jeszcze niezbyt mały.

Ustaliwszy te wytyczne co do prędkości maksymalnej i przelotowej, możemy zestawić je z wymogami ekonomii. Z punktu widzenia ekonomii jako postulat dla prędkości przelotowej można postawić, by prędkość ta nie była mniejszą od ekonomicznej prędkości lotu pod wiatr wiejący z prędkością $w=10-12\ m/sek$. Podana tutaj prędkość wiatru w naszych warunkach (szczególnie na jesieni i na wiosnę) jest dość często spotykaną i nie może stanowić czynnika

Posługując się tymi wykresami dla tak skrajnie przyjętych założeń co do c_{xn} i λ, zawierających w sobie prawie wszystkie możliwe wypadki praktycznej realizacji, przy $\frac{Q}{S}=16\ kg/m^2$ i prędkości wiatru przeciwnego $w=40\ km/godz$ prędkości ekonomiczne lotu powinny by się zawierać w $v_{ek}=\sim 75-90\ km/godz$ (punkty a i b na ryc. 6). Dla pogody bezwietrznej granice ekonomicznych prędkości obniżyłyby się do $v_{ek}=\sim 50-73\ km/godz$ (patrz ryc. 6).

Jak wspomniano wyżej szybkość przelotowa powinna być conajmniej taką, by pozwalała na ekonomiczny lot pod wiatr, przy spotykanych dość często prędkościach wiatru przeciwnego. Jeżelibyśmy przyjęli ten postulat jako jedyne kryterium dla prędkości przelotowych, to wi-



Ryc. 6. Zestawienie prędkości ekonomicznych lotu pod wiatr, zależnie od jego prędkości w, dla różnych λ; c_{xn} i Q/S.

zbyt krępującego użytkowność motoszybowców przez nadmierne zmniejszenie ich zasięgu. Jak podano wyżej, prędkość ekonomiczną lotu znajdujemy (patrz ryc. 5) jako odciętą punktu przecięcia parabol odpowiadających danym c_{xn}, λ i w z prostymi odpowiadającymi danym $\frac{Q}{S}$ i w. Z charakteru wchodzących tu w grę funkcji widzimy, że im mniejsze jest c_{xn} i λ tym większą będzie szybkość ekonomiczna zarówno w pogodę bezwietrzną jak i przy wietrze.

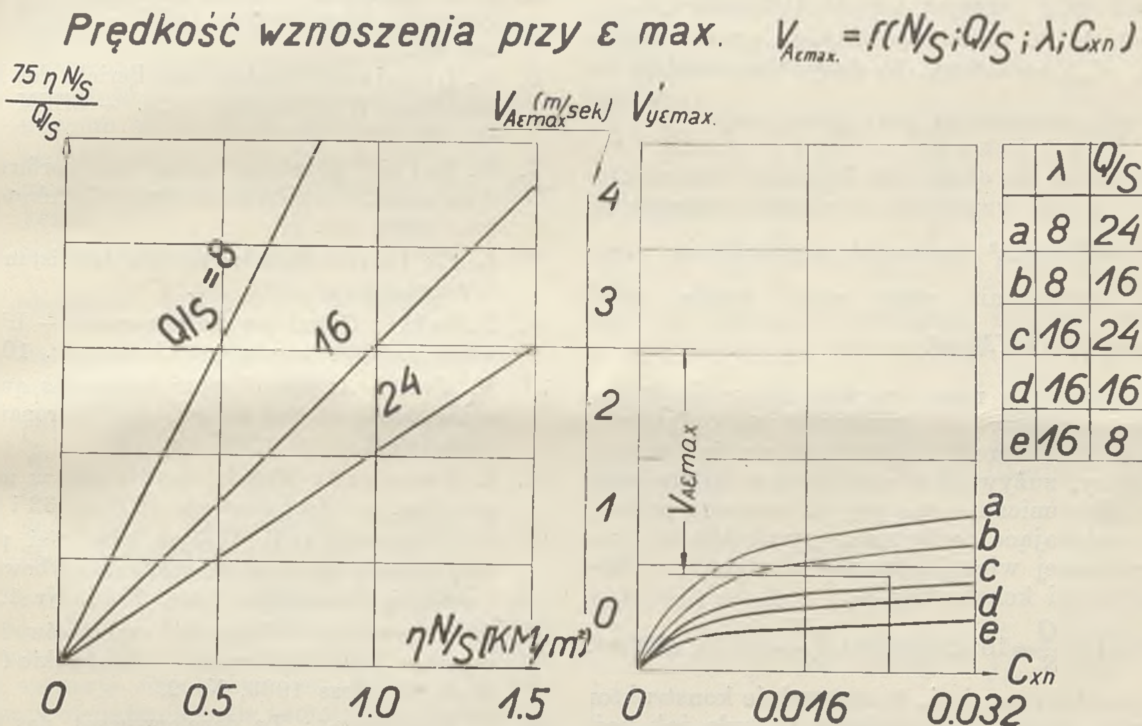
Na wykresie podane są parabole dla różnych w oraz dla skrajnie dobranych przykładów ze względu na λ i c_{xn}, gdyż wzięto tu z jednej strony najmniejsze możliwe wydłużenia i najmniejsze c_{xn} (krzywe B) z drugiej duże wydłużenia i duże c_{xn} (krzywe A).

Na ryc. 6 mamy przedstawione w dogodniejszej postaci $v_{ek}=f(w)$ dla danych c_{xn}, λ i $\frac{Q}{S}$.

dzimy, że wystarczyłoby w zupełności dla zrealizowania tych prędkości rzędu 75—90 $km/godz$ powierzchniowe obciążenie mocy w granicach $\frac{\eta N}{S}=\sim 0{,}375-0{,}5\ KM/m^2$. Prędkości te ($v=75-90\ km/godz$ i niższe) chociaż uzasadnione ekonomią zużycia energii paliwa, są jednak zbyt małe nawet dla zapalonego turysty powietrznego gdy ten chciałby wykorzystać motoszybowiec jako środek pewnego rodzaju komunikacji. Dla tego też prędkości przelotowe prawie wszystkich motoszybowców są i powinny być znacznie większe od prędkości ekonomicznych przelotów i stosując $\frac{\eta N}{S}>0{,}375-0{,}5\ KM/m^2$, rezygnuje się z najekonomiczniejszego wykorzystania paliwa na korzyść prędkości.

Przykład: dla motoszybowca ITS 8 prędkość ekonomiczna w locie pod wiatr o prędkości $w=10\ m/sek$ powinna wynosić $v_{ek}=\sim 85\ km/godz$,

a więc prędkość przelotowa powinna być tego samego rzędu, gdy w rzeczywistości wynosi $v = \sim 105\ km/godz$. Przy pogodzie bezwietrznej prędkość przelotowa ekonomiczna powinna być $v_{ek} = \sim 67\ km/godz$ i lecąc z tą prędkością w pogodę bezwietrzną motoszybowiec zużywa (w/g wzoru 17 *a*) $\frac{P}{Q} = 0{,}056 \frac{kgm}{kg.m}$, gdy lecąc ze swą prędkością przelotową $v = 105\ km/godz$ zużywa $\sim 0{,}090 \frac{kgm}{kg.m}$. Przyjmując dość problematyczne założenie jednakowego w obu wypadkach zużycia paliwa na *KM/godz* i przyjmując, że sprawność śmigła η w obu wypadkach jest taka sama, lot na normalnej prędkości przelotowej powodowałby zmniejszenie zasiągu przy pogodzie bezwietrznej w stosunku $\frac{0{,}056}{0{,}090} = \sim 0{,}62$.



	λ	Q/S
a	8	24
b	8	16
c	16	24
d	16	16
e	16	8

Ryc. 7. Wykres dla odczytywania prędkości wznoszenia motoszybowca przy ziemi na kącie natarcia odpowiadającym największej doskonałości.

Przy wietrze przeciwnym stosunek ten nie będzie tak niekorzystny i np. gdy $w = 10\ m/sek$ to w/g (18 *a*) dla $v = v_{ek_{10}} = 85\ km/godz$ $\frac{P}{Q} = \sim 0{,}115 \frac{kgm}{kg.m}$ gdy przy $v = v_{przel} = 105\ km/godz$ $\frac{P}{Q} = \sim 0{,}137 \frac{kgm}{kg.m}$ i w tym wypadku zasięg praktyczny w stosunku do możliwego przy danym wietrze przeciwnym zmniejsza się już tylko w stosunku $\frac{0{,}115}{0{,}137} = 0{,}84$. Widzimy więc, iż przy wietrze czołowym lot na prędkości dość znacznie zwiększonej w stosunku do odpowiadającej najlepszemu zasięgowi w danych warunkach, nie pociąga za sobą tak wielkich strat energii oraz zmniejszenia zasięgu jak w ciszy.

O ile chodzi o zmniejszenie idealnego zasięgu przy wietrze przeciwnym $w = 10\ m/sek$ w stosunku do idealnego zasięgu przy pogodzie bezwietrznej, to dla motoszybowca ITS 8 zmniejszenie to wynosiłoby $\frac{0{,}056}{0{,}115} = 0{,}487$. A w locie z normalną szybkością przelotową ten spółczynnik zmniejszania zasięgu wynosiłby: $\frac{0{,}056}{0{,}137} = 0{,}41$ [1]).

Ze względu na użytkowność, w zagadnieniach startu najważniejszą rolę odgrywa długość rozbiegu i stromość wznoszenia się. Nie mniej ze względu na możliwość występowania prądów opadających, oraz ze względu na osiąganie pułapu, ważnym jest by prędkość wznoszenia przy ziemi nie spadała poniżej pewnego minimum. Zdaje się, iż dla motoszybowców jako to minimum można przyjąć $v_{A\varepsilon_{max}} = 1{,}2 - 1{,}5\ m/sek$. Posługując się wykresem na ryc. 7 łatwo można ocenić wpływ parametrów konstrukcyjnych (λ; $\frac{Q}{S}$; c_{xn} i $\frac{\eta N}{S}$) na wielkość prędkości wznoszenia. Jak wspomniano wyżej, prędkość wznoszenia daje różnica wartości rzędnych punktów danych na lewym wykresie przez $\frac{Q}{S}$ i $\frac{\eta N}{S}$ (rzędna tego punktu jest prędkością wznoszenia jaka byłaby, gdyby cała moc szła na wznoszenie), oraz na prawym danych przez λ, c_{xn} i $\frac{Q}{S}$ (rzędna tego punktu jest prędkością opadania jaką miałby motoszybowiec w locie ślizgowym przy ε_{max}).

[1]) Ze względów nawigacyjnych ważna jest znajomość, jak zmienia się zasiąg praktyczny przy pogodzie bezwietrznej (wypróbowany np. przez pilota) w stosunku do zasięgu przy wietrze czołowym w locie z tą samą prędkością v. Zasiąg ten zostaje zmniejszony jak wynika ze wzoru (15) w stosunku $\frac{v-w}{v}$.

Umieszczona między wykresami skala ułatwia orientacyjną ocenę prędkości wznoszenia przy ziemi. Np. dla $\frac{Q}{S} = 16\ kg/m^2$ i $\frac{\eta N}{S} = 1\ KM/m^2$ oraz dla $c_{xn}=0{,}024$ i $\lambda=12$, $v_{A\varepsilon_{max}} = \sim 2{,}2\ m/sek.$

Na wykresie z prawej strony widzimy, iż prędkości opadania motoszybowca $v'_{y\varepsilon_{max}}$ nawet przy przyjęciu bardzo skrajnych założeń zawierają się stosunkowo w ciasnych granicach obrazujących się zagęszczeniem krzywych. Dla najbardziej skrajnych wypadków będzie $0{,}4\ m/sek < v'_{y\varepsilon_{max}} < 1{,}5\ m/sek.$ Lecz nie biorąc tak skrajnych wypadków jak $c_{xn}=0{,}016$, $\lambda=16$, $\frac{Q}{S}=8\ kg/m^2$ (krzywa *e*) ani $c_{xn}=0{,}032$, $\lambda=8$, $\frac{Q}{S}=24\ kg/m^2$ (krzywa *a*) granice praktycznie możliwych $v'_{y\varepsilon_{max}}$ zwężą się do $0{,}6\ m/sek < v'_{y\varepsilon_{max}} < 1\ m/sek.$ Po takim zacieśnieniu granic możliwych $v'_{y\varepsilon_{max}}$ widzimy, że decydujący wpływ na prędkość wznoszenia przy ziemi mają $\frac{\eta N}{S}$ i $\frac{Q}{S}$.

Widzimy że chcąc dla logicznie uzasadnionych innymi względami obciążeń powierzchni $\frac{Q}{S}=16-20\ kg/m^2$ zachować odpowiednie prędkości wznoszenia przy ziemi trzeba mieć $\frac{\eta N}{S} = \sim 0{,}7-1\ KM/m^2$.

Zakończając nasze rozważania możemy postawić postulat, iż przeciętne motoszybowce zdolne do dobrego wykorzystywania energii atmosfery, zużywające poza tym w miarę możności ekonomicznie energię zabieranego paliwa, oraz posiadające cechy maszyny użytkowej, powinny mniej więcej posiadać następujące charakterystyki konstrukcyjne:

$\lambda=10-13$, $\frac{Q}{S}=16-20\ kg/m^2$ i $\frac{\eta N}{S}=0{,}7-1\ KM/m^2$.

O ile chodzi o c_{xn} i c'_{xn} to naturalnie konstruktor powinien dążyć, by wielkość ta była jak najmniejszą, nie mniej wydaje mi się, że dziś trudno byłoby zejść poniżej $c_{xn}=0{,}016-0{,}018$ i $c'_{xn}=0{,}020-0{,}024$ (przy zespole śmigło-silnikowym nie chowanym w locie szybowcowym).

Podanych w zakończeniu wartości liczbowych dla parametrów konstrukcyjnych nie należy traktować jako jakichś nieprzekraczalnych granic, są one tylko pewną wskazówką wynikłą z prób znalezienia na drodze ogólniejszych rozważań rozumnego kompromisu pomiędzy ekonomią a praktyczną użytkownością motoszybowców.

Literatura.

1. M. Schrenk: Zur Berechnung der Flugleistungen ohne Zuhilfenahme der Polare. — ZFM 1927, str. 158.
2. L. Steiner: Zur Mechanik des Weitfluges. — ZFM 1927, str. 567.
3. A. Lippisch: Einflus der aerodynamischen Gestaltung auf die Leistung von Segelflugzeugen. — Luftfahrtforschung 1934.
4. R. Kosin: Einflus von Gewicht und Widerstand auf Sinkgeschwindigkeit bei Segelflugzeugen. — Luftfahrtforschung 1934.
5. A. Lippisch: Technischer Bericht des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1928. — ZFM 1929, str. 65.
6. A. Lippisch: Technischer Bericht des Rhön-Segelflug-Wettbewerbs 1929. — ZFM 1929, str. 92.
7. R. Sallé: Relations entre les performance d'un avion. — L'Aéronautique (L'Aérotechnique) 1934, str. 53.
8. L. P.: Le vant dans les records des distance. — L'Aéronautique 1932, str. 278.
9. R. Sallé: Calcul des performances. — L'Aéronautique (L'Aérotechnique) 1932, str. 10,
10. M. Précoul: Sur l'appréciation des qualités aérodynamiques des avions. — L'Aéronautique (L'Aérotechnique) 1936, str. 145.
11. S. Neumark: Metoda analityczna w mechanice lotu. — Sprawozdanie IBTL 1932 i 1933.
12. W. Czerwiński: Wpływ własności profilu i wydłużenia na prędkość opadania szybowca. — Lwowskie Czasopismo Lotn. 1933, Nr 1.
13. A. Nowotny: Własności szybowców i wyczyny w locie żaglowym. — Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1933, Nr 2.
14. P. Massenet: Le développement des motoplaneurs. — Mitteilungsblatt ISTUS 1935.
15. W Stępniewski: Niektóre zagadnienia motoszybowców. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1936, Nr 9.
16. W. Stępniewski: Własności przelotowe szybowców. — Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1936, Nr 9.

MARIAN PIĄTEK

Przyczynek do zagadnienia obciążeń szybowca w burzliwej atmosferze.

Contribution au problème des charges du planeur en air agité.

En se servant des formules (1) déterminant les accélérations normales agissant sur un avion ou un planeur et dues à l'existence des courants verticaux d'une vitesse *w*, supposé que l'appareil se trouve subitement dans l'étendue du courant vertical ayant la vitesse maximum, l'auteur s'occupe de la détermination, pour les planeurs, de la valeur du coefficient η (2) réduisant l'accélération grâce à l'existence d'un gradient fini d'accroissement de la vitesse du courant vertical.

L'auteur applique aux planeurs les mêmes considérations que celles dont s'est servi l'ing. Janik

afin de déterminer le coefficient d'amortissement η pour des avions rapides, en tenant compte des faibles vitesses horizontales des planeurs.

En supposant que le gradient de l'accroissement de la vitesse du courant vertical est linéaire (fig. 1) et en adoptant, comme valeur moyenne, $\frac{d c_y}{d i}=4{,}8$, l'auteur représente les valeurs du coefficient de réduction de la charge η comme une fonction de la charge au mètre carré Q/S (fig. 2).

Oznaczenia:

v_0 — prędkość lotu szybowca w m/sek przed wejściem w obszar podmuchu pionowego.

v — prędkość lotu szybowca w m/sek po wejściu w obszar podmuchu pionowego.

w — prędkość podmuchu pionowego w m/sek.

w_x — prędkość podmuchu pionowego w odległości X od miejsca gdzie $w=0$.

s — odległość w m wzrastania podmuchu pionowego od $w=0$ do $w=w_{max}$.

$y g$ — przyspieszenie normalne w burzliwej atmosferze (g — przyspieszenie siły ciężkości).

Q — ciężar całkowity szybowca w kg.

$\frac{Q}{S}$ — obciążenie powierzchni w kg/m^2.

i — kąt natarcia w mierze łukowej.

c_y — spółczynnik siły nośnej.

P_y — siła nośna w kg.

$\mu = \frac{d}{d i}(c_y)$.

η — spółczynnik złagodzenia obciążeń w burzliwej atmosferze.

W numerze 3/18/1935 Sprawozdań IBTL ukazał się artykuł Inż. Janika p. t. „Obciążenia samolotu w burzliwej atmosferze", w którym autor zajmuje się obliczeniem spółczynnika złagodzenia obciążenia η dla samolotu wchodzącego w obszar podmuchów pionowych. Spółczynnik ten uwzględnia fakt, że maksymalna szybkość podmuchu w dół i w górę, którą przyjmujemy $w_{max} = -7 \div +10\ m/sek$, nie występuje nagle, lecz istnieje mniej lub więcej łagodne przejście od wartości $w=0$ do w_{max} czyli pewien gradient prędkości pionowych powietrza. Dla samolotów szybszych możemy przyjąć, że prędkość w_{max} jest tak mała w stosunku do szybkości samolotu v_0, że wystarczy założyć $v_0 = \sim v$ przy czym $v = \sqrt{v_0^2 + w^2}$. Ponieważ dla szybowców i motoszybowców tego rodzaju uproszczenia stosować nie można, należy tok obliczenia zmienić. Wychodzimy z następujących równań zasadniczych (p. artykuł inż. Janika): 1. dającego wartość wielokrotności przyspieszenia pod założeniem nagłego wejścia w obszar prądu o w_{max}:

$$y = \frac{\Delta P_y}{Q} = \frac{\mu}{16}\,\frac{S}{Q}\left[\Delta i\,(v_0^2 + w_x^2) + \frac{c_{y_0}}{\mu} w_x^2\right] \quad . \quad (1)$$

oraz 2. uwzględniającego fakt, że $\frac{d w}{d s} \neq \infty$ przez wprowadzenie spółczynnika η

$$y = \left[\frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q}\,\alpha\, w\, v + \left(\frac{w}{v_0}\right)^2\right]\eta \quad . \quad . \quad (2)$$

przy czym

$$\mu = \frac{d c_y}{d i};\quad \alpha = \frac{\arcsin \frac{w}{v}}{\frac{w}{v}}$$

zaś

$$\Delta i = \arcsin \frac{w_x}{v} - \frac{g}{v^2}\int_0^x y\, d x.$$

Przyjąwszy że w dość grubym (dla małych szybkości) przybliżeniu $\arcsin \frac{w_x}{v} = \frac{w_x}{v}$ otrzymamy:

$$\Delta i = \frac{w_x}{v} - \frac{g}{v^2}\int_0^x y\, d x \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

Inne uproszczenia i założenia $\left(\frac{d c_y}{d i} = \text{const}\right)$ są analogiczne do użytych w wyżej wspomianym artykule.

Wartość ze wzoru (3) wstawiamy w wyrażenie (1)

$$y = \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q} v^2 \left(\frac{w_x}{v} - \frac{g}{v^2}\int_0^x y\, d x\right) + \left(\frac{w_x}{v_0}\right)^2$$

po wymnożeniu

$$y = \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q} w_x v - \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q}\, g \int_0^x y\, d x + \left(\frac{w_x}{v_0}\right)^2$$

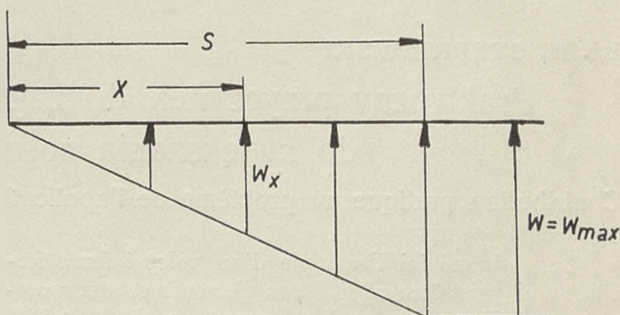
Aby to równanie rozwiązać, musimy przyjąć pewną zmianę w_x wzdłuż drogi, na końcu której występuje w_{max}; czyli założyć $\frac{d w}{d s} = f(s)$.

Przyjmujemy prostoliniową zmianę szybkości podmuchów od $w=0$ do $w=10\ m/sek$. Kładąc (p. ryc. 1)

$$w_x = w\,\frac{x}{s} = w z$$

będziemy mieli:

$$y = \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q}\, v\, w\, z - \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q}\cdot g s \int_0^z y\, d z \left(\frac{w}{v_0}\right)^2 z^2.$$



Ryc. 1.

Założony przebieg wzrastania szybkości podmuchu pionowego od $w=0$ do $w=w_{max}$.

Wprowadzamy następujące oznaczenia:

$$A = \frac{\mu}{16}\cdot\frac{S}{Q}\cdot v . w$$

$$k = \frac{\mu}{16}\,\frac{S}{Q}\, g\, s$$

$$B = \frac{w^2}{v_0^2}$$

Równanie nasze przybierze wówczas postać:

$$y = A z - k \int_0^z y \, dz + B z^2$$

stąd równanie różniczkowe:

$$y' + k y = A + 2 B z.$$

Ogólną całką tego równania będzie:

$$y = e^{-k \int dz} \int e^{k \int dz} (A + 2 B z) \, dz + C e^{-k \int dz}$$

Z uwzględnieniem warunków krańcowych ($y = 0$ dla $x = 0$) otrzymamy ostatecznie:

$$y = \frac{A}{k} (1 - e^{-kz}) + \frac{2B}{k^2} (e^{-kz} + kz - 1) \quad . \quad (4)$$

Ponieważ zaś według równania (2) jest:

$$y = (A \alpha + B) \eta \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

więc przyrównując równania (4) i (5) otrzymamy:

$$\eta = \frac{1}{A\alpha + B} \left[\frac{A}{k} (1 - e^{-kz}) + \frac{2B}{k^2} (e^{-kz} + kz - 1) \right] \quad (6)$$

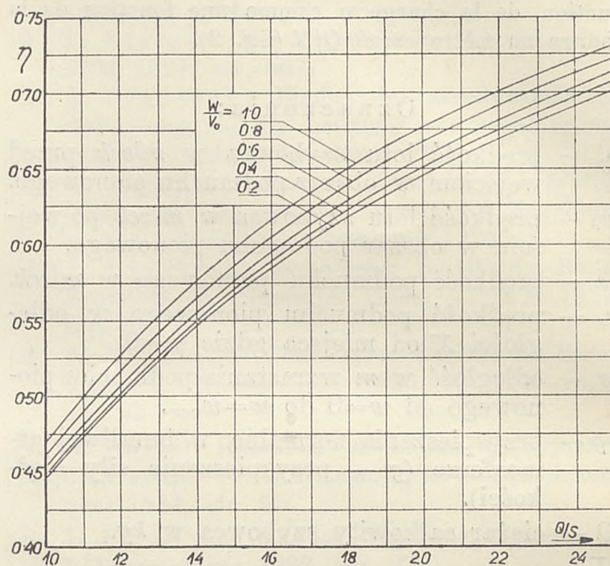
Funkcja η nie posiada maksimum w obrębie $0 < z < 1$ lecz ponieważ dla $z > 1$ zakładamy $w = w_{max} = \text{const}$ największa jeszcze dla nas miarodajna wartość wystąpi dla $z = 1$. Uwzględniając następnie, że

$$A = k \frac{vw}{gs}$$

dostaniemy:

$$\eta = \frac{1}{k \frac{vw}{gs} \alpha + \left(\frac{w}{v_0} \right)^2} \left[\frac{vw}{gs} (1 - e^{-k}) + \frac{2 \left(\frac{w}{v_0} \right)^2}{k^2} (e^{-k} + k - 1) \right] \quad (7)$$

Przyjmując szybkość zmiany podmuchów według zależności nie liniowej, otrzymamy wzory bardziej skomplikowane nie nadające się do praktycznego użytku. Celem praktycznego zastosowania wzoru (7) sporządzamy wykres (ryc. 2) przy czym wprowadzamy jeszcze pewne uproszczenia. Ponieważ wartość $\mu = \frac{dc_y}{di}$ jest dla używanych wydłużeń $\lambda = 8 \div 15$, praktycznie rzecz biorąc stałą ($\mu = 4{,}5 \div 5$) to przyjmując dla naszych rozważań $\mu = 4{,}8$ otrzymamy że wartość k jest tylko funkcją obciążenia $\frac{Q}{S}$.



Ryc. 2.

Wartości spółczynników tłumienia η w zależności od obciążenia powierzchni dla różnych wartości $\frac{w}{v_0}$.

Wobec dość dowolnych założeń odnośnie do maksymalnej wartości podmuchów i przebiegu gradientu takie dalsze uproszczenie zdaje się być dopuszczalnym. Spółczynnik tłumienia η nanosimy więc w funkcji obciążenia powierzchni płatów $\frac{Q}{S}$. W zależności od wartości stosunku $\frac{w}{v_0}$ otrzymujemy gromadę krzywych (ryc. 2).

Inż. W. STĘPNIEWSKI

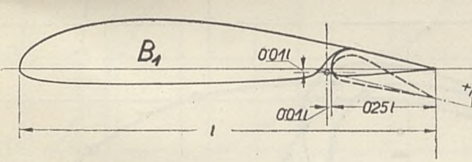
Praktyczny przyczynek do zagadnienia zastosowania urządzeń do zwiększania nośności w szybownictwie.

Contribution pratique au problème de l'application des dispositifs hypersustentateurs aux planeurs.

On a donné ici l'exemple d'un volet à fente fermant qui peut être adopté aux planeurs et aux motoplaneurs. Pour des petites braquages $\beta = 10 \div 12^0$, la portance croît, une bonne finesse étant conservée. Dans les limites des petites braquages, le dispositif peut donc servir à l'amélioration des qualités du vol, du décollage etc. Les braquages du volet $\beta > 12^0$ entraînent une augmentation de la traînée sans changer c_y, ce qui perment d'utiliser ce dispositif dans les limites des grands braquages comme un frein aérodynamique à l'atterrissage. Grâce au fait que, pour les grands braquages ($\beta = 12 \div 30^0$), la traînée varie, mais c_y ne change pas, on peut se servir des braquages du volet dans ces limites afin de régler la pente de la trajectoire du vol plané à proximité du sol, sans avoir à craindre que l'appareil s'abîme quand on réduit le braquage du volet (à $\beta = 12^0$) pour diminuer la pente de la trajectoire.

Les petites variations du coefficient c_m dues au braquage du volet (fig. 2 pour l'aile, fig. 3 — pour le planeur entrier) n'exigent pas l'emploi d'un plan fixe horizontal réglable en vol et permettent un emploi pratique facile de ce dispositif ce qui a été confirmé par des essais en vol.

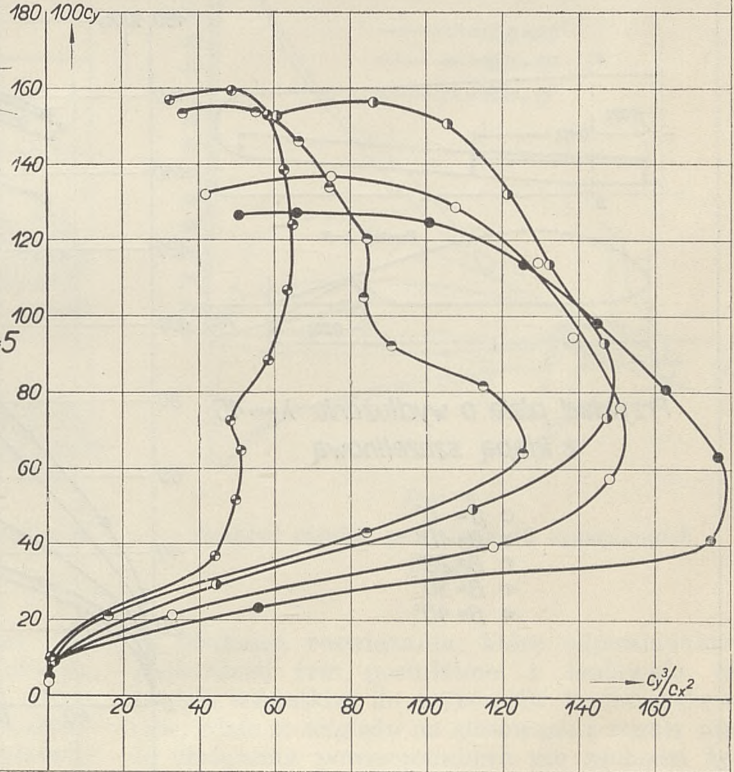
On a donné aussi un exemple d'un dispositif différent (proposé par l'ing. Cijan de Beograd) consistant dans une variation de la position de l'aileron Junkers (fig. 5, positions A, B, C). On voit des essais en soufflerie que cette solution assure l'augmentation de la portance en conservant de bonnes finesses, les variations de c_m étant aussi petites.



Płat B_1 z klapą

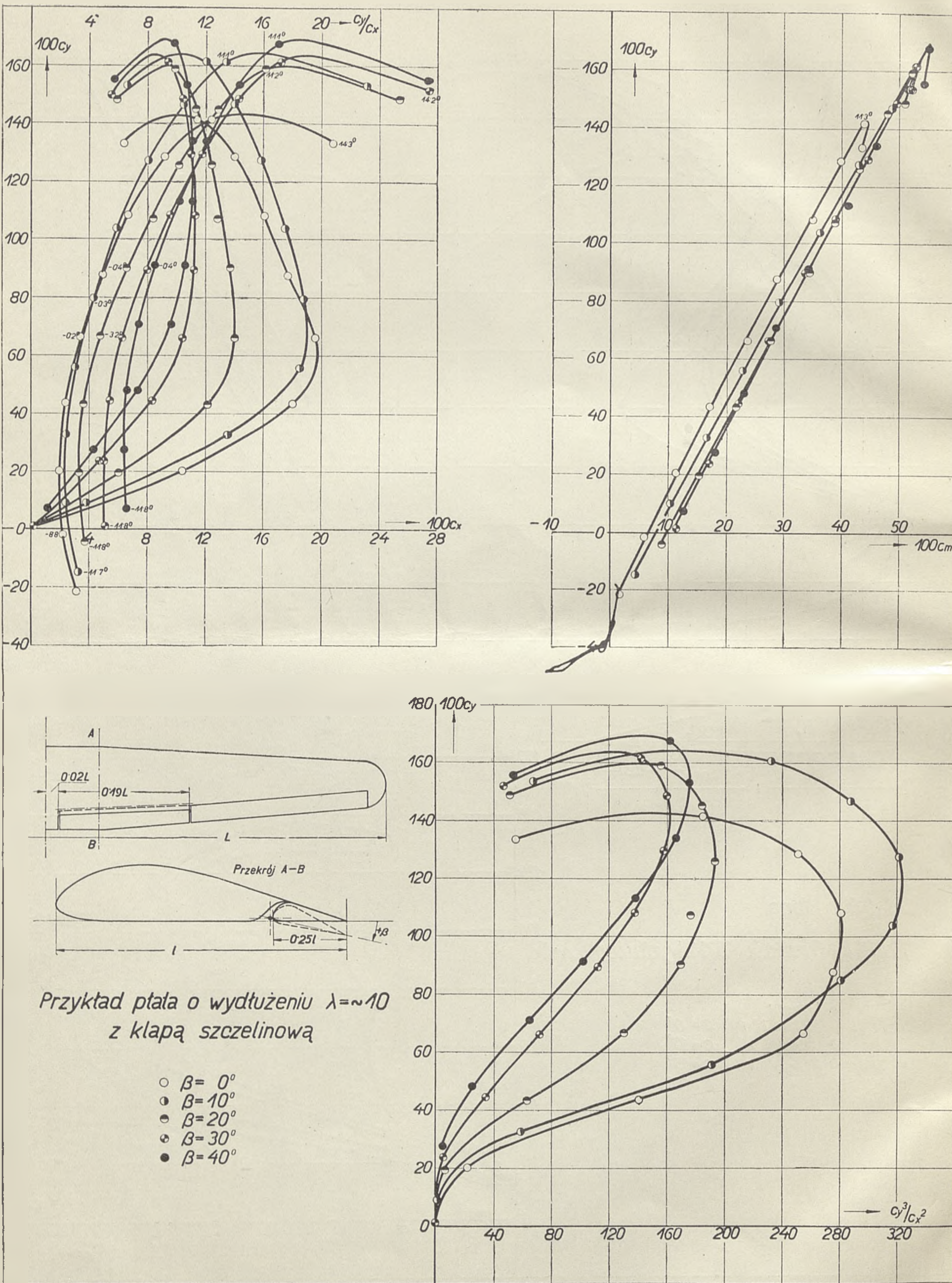
Profil B_1 Grubość 15'4% Wydłużenie $\lambda = 5$

- ● Profil
- ○ Płat z klapą $\beta = 0^\circ$
- ◑ " " $\beta = 10^\circ$
- ⊖ " " $\beta = 15^\circ$
- ◕ " " $\beta = 20^\circ$



Ryc. 1.

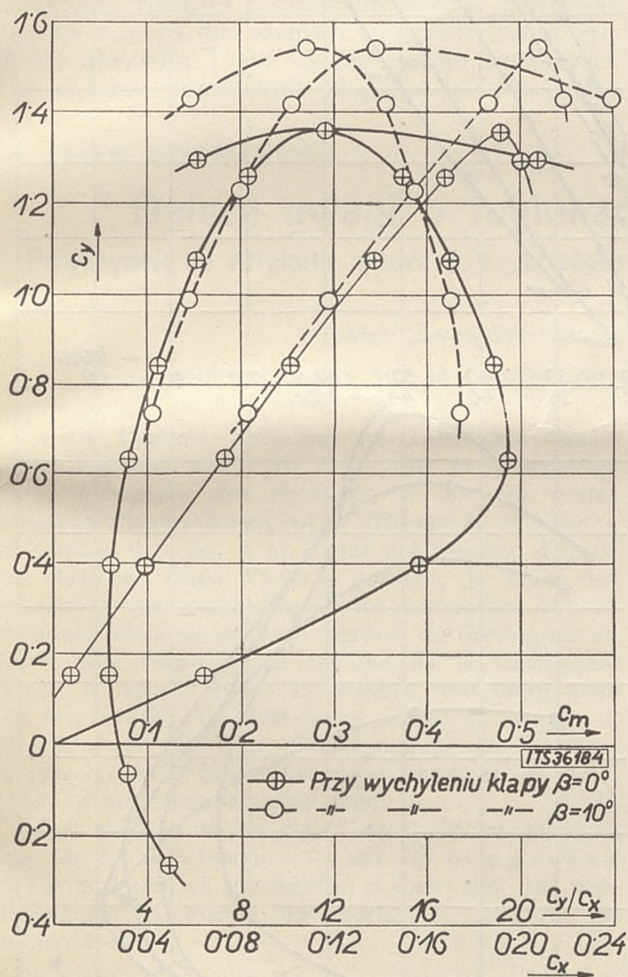
Przykład płata prostokątnego z klapą o zamykanej szczelinie.



Ryc. 2.

Przykład płata o średnim wydłużeniu z klapą o zamykanej szczelinie.

W szeregu prac ogłoszonych w Nr. 9 Lwowskiego Czasopisma Lotniczego z 1936 r. (Oleński: „Zdolność szybowców zdobywania wysokości przez krążenie", Stępniewski: „Niektóre zagadnienia motoszybowców" i „Własności przelotowe szybowców") wykazano celowość zastosowania w szybownictwie i motoszybownictwie urządzeń do zwiększania wyporu z zachowaniem dobrych doskonałości przy zwiększonym wyporze. Podając tutaj praktyczny przyczynek do tego zagadnienia w postaci wypróbowanej w locie klapy z zamykanym przepływem, pragniemy zwrócić uwagę na możliwość rozszerzenia stosowalności odpowiednio skonstruowanych urządzeń do zwiększania nośności również dla ułatwienia manewru lądowania maszyn o dużej doskonałości.



Ryc. 3.

Przykład zmienności c i c_m dla całego szybowca o płatach z zamykaną szczeliną.

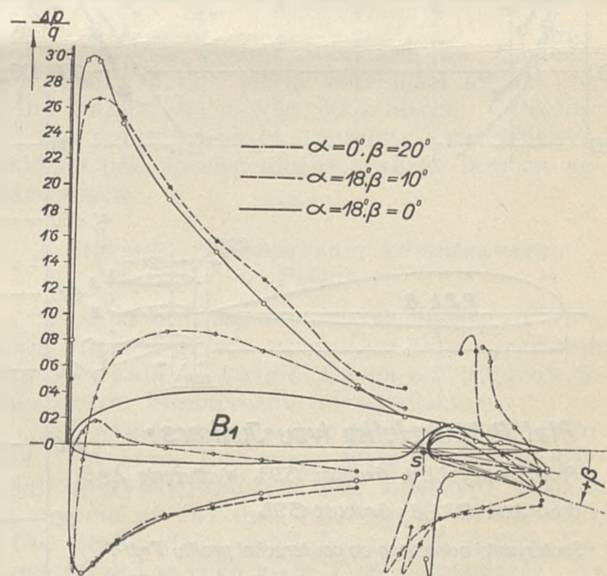
Szukając praktycznego rozwiązania dla urządzenia, które z jednej strony czyniłoby zadość postulatowi osiągania zwiększonych wyporów z zachowaniem dobrych doskonałości, z drugiej zaś strony dałoby się użyć do ułatwienia manewru lądowania przez: *a)* zwiększenie stromości toru podejścia do lądowania i *b)* zmniejszenie prędkości lądowania, postanowiono w miarę możności uwzględnić następujące dodatkowe postulaty:

1. Zwiększenie spółczynnika wyporu jak również zwiększanie stromości toru lotu ślizgowego powinno powodować jak najmniejsze zmiany położenia środka parcia, by nie następowała zmiana stanu równowagi w locie i nie zachodziła potrzeba stosowania dodatkowych urządzeń jak np. nastawnego statecznika, lub też by uruchomienie urządzeń do zwiększania wyporu nie powodowało trudności pilotażu np. w postaci zwiększenia sił na drążku sterowym.

2. Zwiększanie stromości toru lotu ślizgowego powinno się odbywać przez powiększanie oporów z zachowaniem w miarę możności niezmienionych wyporów, przez co operowanie tym urządzeniem dla złagodzenia toru lotu ślizgowego nie powodowałoby zmniejszenia spółczynników wyporu, a co zatem idzie przepadnięcia maszyny szczególnie niebezpiecznego w bliskości ziemi, gdzie zresztą zachodzi poza tym częstsza konieczność operowania urządzeniem do zmiany stromości toru lotu.

3. Urządzenie do zwiększenia nośności i powiększenia stromości toru lotu ślizgowego jako z reguły przeznaczone dla maszyn „rasowych" o dużej doskonałości, w czasie gdy nie jest używane nie powinno dawać żadnych, lub prawie żadnych oporów dodatkowych.

4. Rozwiązanie konstrukcyjne powinno być jak najbardziej proste i nieskomplikowane i pozwalać na szybkie i bezpośrednie operowanie w powietrzu.



Ryc. 4.

Rozkład ciśnień przy różnych wychyleniach klapy.

Szukając rozwiązania, które odpowiadałoby najbardziej tym postulatom i nadawało się przede wszystkim do szybowców i motoszybowców, gdzie ze względu na stosowane z reguły małe obciążenia powierzchniowe nie zachodzi konieczność uzyskiwania jak najwyższych spółczynników wyporu dla zmniejszenia prędkości lądowania, chodzi natomiast o możliwie najściślejsze spełnienie postulatów 1—4, wybrano formułę klapy ze zmienną szczeliną przepływową.

Płat P.Z.L.8 z lotką typu "Junkers"

Profil płata P.Z.L.8. Grubość 15·9% Wydłużenie $\lambda = 5$

Profil lotki P.Z.L.8. Grubość 15·9%

Spółczynniki odniesiono do powierzchni profilu $F = b \cdot l$

—●— Profil ---○--- Płat z lotką położenie A.

—·—○—·— " " B.

$\beta = 0°$, $\beta = 10°$, $\beta = 20°$, $\beta = 30°$ } położenie C.

Ryc. 5.

Przykład rozwiązania zapewniającego zmiany wyporu z nieznacznymi zmianami c_m przez zmiany położenia lotki Junkersa (Rozwiązanie zaproponowane przez inż. Cijana).

Zarówno badania tunelowe, jak i próby w locie na szybowcu TS1 (Tarczyńskiego i Stępniewskiego) zdają się potwierdzać spełnienie poczynionych założeń.

Klapa w położeniu zamkniętym zamyka całkowicie szczelinę. Kształt szczeliny oraz położenie osi obrotu są tak dobrane, by przy β=10—12° zapewniał najlepszy możliwie przepływ, a więc w tych granicach wychyleń wzrost spółczynników wyporu zachodzi z zachowaniem dobrej doskonałości (patrz ryc. 1 i 2 krzywa dla $\beta = 10^0$). Dalsze powiększanie kąta β powoduje pogorszenie kształtu szczeliny, a co za tym idzie wzrost spółczynników oporu, z zachowaniem jednak tych samych wyporów (patrz ryc. 1 i 2 krzywa dla $\beta > 10^0$). Przy takim rozwiązaniu klapy osiągnięto również nieznaczną bardzo wędrówkę środka wyporu dla różnych wychyleń (patrz ryc. 2 dla skrzydła i ryc. 3 dla całego szybowca). Dzięki temu operowanie klapą w locie zarówno w zakresie małych wychyleń (β=10—12° — przy krążeniu, starcie itp.) jak również w zakresie dużych wychyleń (β=12—30°) używanych przy lądowaniu nie pociąga żadnych utrudnień pilotażowych, co jest rzeczą b. ważną ze względu na swobodne i pełne możliwości wykorzystania tego urządzenia w locie.

Jako inny przykład możliwości urządzenia do zwiększania wyporu z zachowaniem dobrych doskonałości i nie powodującego przy tym większych zmian stanu równowagi lotu podajemy urządzenie zaproponowane przez inż. Borysa Cijana z Beogradu: lotka Junkersa przesuwana w górę i w dół względem płata powoduje zmianę charakterystyk aerodynamicznych (z nieznacznymi zmianami spółczynnika c_m), pozwalając na zastosowanie tego urządzenia dla tych rodzajów lotu, gdzie chodzi o zwiększenie nośności przy zachowaniu dobrych doskonałości. Ryc. 5 podaje wyniki badań tunelowych przeprowadzonych w LAPL.

Dr **ADAM KOCHAŃSKI**

Dalsze uwagi o regionach termiki *Cu* w Polsce [1].

Przyczynek do artykułu autora p. t. „O regionach termiki i trasach przelotów szybowcowych w Polsce"

(patrz „Lwowskie Czasopismo Lotnicze" 1937, Nr 11).

Une notice suivante sur la distribution de la thermique des Cumulus en Pologne.

Dans l'article précédent (v. Lwowskie Czasopismo Lotnicze 1937, Nr. 11, *„Sur la distribution de la thermique des Cumulus, et sur les routes aériennes favorables au vol de distance en Pologne"*), les cartes des fig. 4 et 8 ont été tracées d'après 30 stations. Dans l'article présent, je trace les mêmes cartes, mais d'après les materiaux des 65 stations, c'est ce que me permet de distinguer en façon plus détaillée les régions de la thermique. Ainsi, la fig. 1 donne le nombre des jours avec les *Cu*, en % de 183 jours d'été, et la fig. 2 renseigne le mois du commencement de la thermique, la durée de la thermique exprimée en mois, mois du maximum et mois final.

Les dessins *b* des fig. 1 et 2 se rapporttent aux *Cu* de beau temps, *c* — aux *Cu* c o n g e s t u s et *Cu* orageux, et les dessins *a* font voir les conditions de la somme de thermique, c. t. d. de somme $b + c$.

Jednym z podstawowych materiałów, które posłużyły mi w wyżej cytowanym artykule do określenia regionów termiki i wytyczenia tras przelotowych, były mapy ilości dni z zachmurzeniem *Cu*. Mapy te wykreśliłem na podstawie 30 stacyj (średnio jedna stacja na kwadrat o boku 114 *km*). Zaznaczyłem przy tym, że z powodu tak ogromnie rzadkiej sieci, wnioski mogą być tylko orientacyjne.

Z materiałów archiwalnych PIM udało mi się powiększyć ilość stacyj do 65 (średnio jedna stacja na kwadrat o boku 77 *km*). Jest to już sieć względnie gęsta, zwłaszcza na zachodzie i w środku kraju, gdzie odległości między stacjami wahają się między 50 a 80 *km*. Odległości te są dolną granicą przelotu wyczynowego (50 *km*) tak, że sieć można uważać tam za wystarczającą.

1 Stosunki zachmurzenia cumulusowego w Polsce.

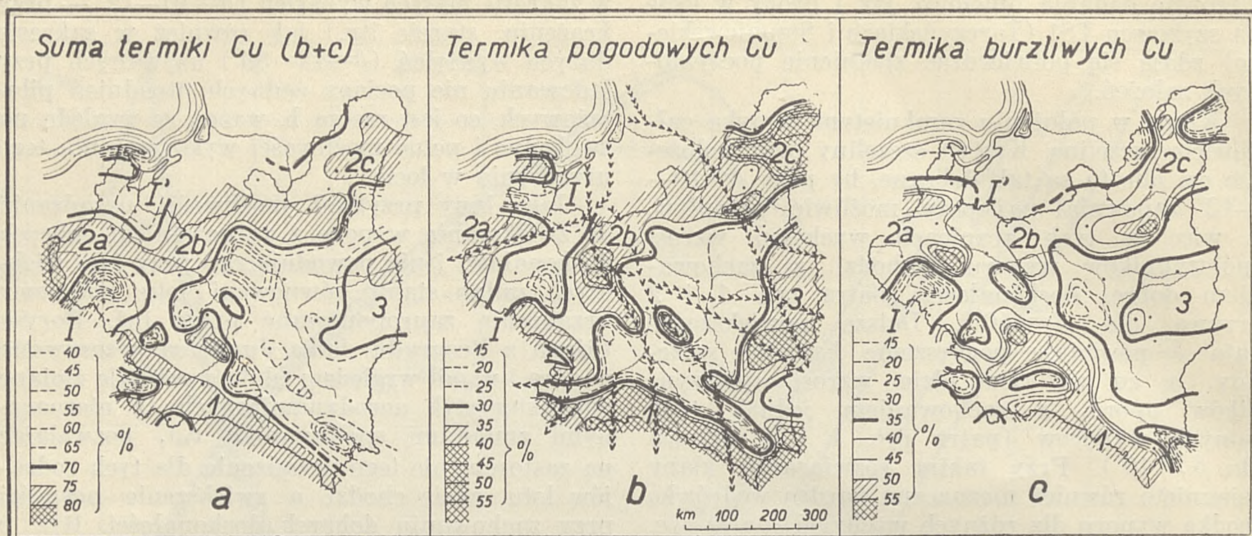
Stosunki te przedstawione są na ryc. 1. Uderzającym jest przede wszystkim fakt ogromnego zróżnicowania się termiki *Cu* na tak pozornie jednostajnym klimatycznie niżu polskim.

Pod względem pojawiania się wszystkich odmian *Cu* (ryc. 1 *a*, suma termiki *Cu*) najbardziej uprzywilejowanym jest Zbąszyń; posiada on w lecie aż 147 dni, czyli prawie 5 miesięcy, z *Cu*. Najbardziej upośledzoną jest okolica Kalisza (68 dni w roku z *Cu*, t. zn. 2 miesiące). Na mapie 1 *a* widać nadto, że na odległości 30 *km* między Cieszynem a Bielskiem, ilość dni z *Cu* może różnić się o 50 (Cieszyn 140 dni z *Cu*, Bielsko 90 dni).

W termice *Cu* pogodowych (ryc. 1 *b*) różnice te są wprost olbrzymie. Bezwzględne maksimum dla obszaru Polski wynosi 108 dni, tj. 3 i pół miesiąca (Postawy k. Wilna), bezwzględne minimum 15 dni (Piadyki k. Kołomyji). Na odległości 50 *km*, między Zaleszczykami, które posiadają 85 dni z *Cu* pogodowymi w lecie, a Piadykami, które mają ich tylko 15, zachodzi różnica 70 dni.

Przy termice burzliwych *Cu* (ryc. 1 *c*), różnice te utrzymują się. Albertyn k. Baranowicz

[1]) Publikowane w Nrze 7 miesięcznika „Skrzydlata Polska" z r. 1937.



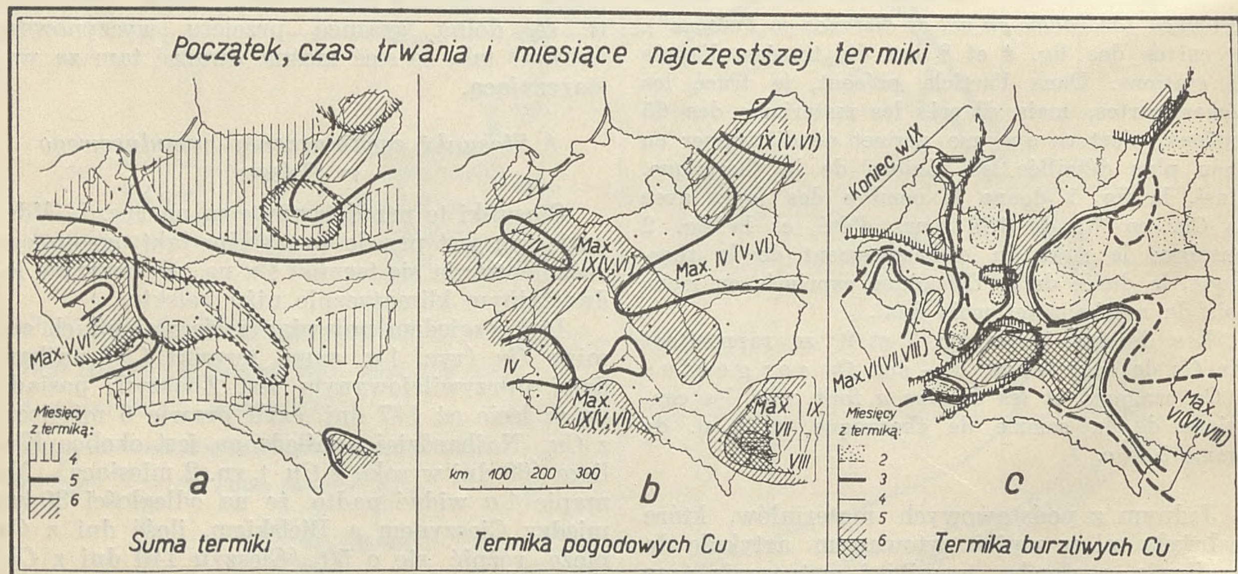
Ryc. 1.

Ilość dni z zachmurzeniem Cu, w okresie 6 miesięcy letnich (IV—IX), wyrażona w °/₀ od 183 dni. Średnie 3-letnie dla okresu 1934—1936. Obserwacje z 13 lub 14ʰ. Ilość stacyj 65.

Przejście od jednej izolinii do drugiej, oznacza różnicę 9 dni. Zauważ stałe obszary częstej i dobrej termiki;

1) południowy pas karpacki,
2) pas północny z 3-ma jądrami (a, b, c),
3) serce Polesia,
4) atermiczność kraju leżącego na E od Wisły,
5) pomosty: Roztocza, G. Świętokrzyskich, Jury Krak.-Wieluńskiej,
6) I ÷ I′ = stały przesmyk ujemnej termiki.

Na ryc. 1b wrysowano szlaki przelotowe bociana, wdł. Thienemann'a, Chołodkowskiego, Sylańciewa, Wodzickiego, Czudka. — Bocian lata regionami dobrej termiki pogodowej.



Ryc. 2.

Charakterystyka termiki dla okresu letniego. Na rycinie podano tylko najbardziej zmienne elementy. W sumie termiki (ryc. 2 a) początek jej przypada naogół na V, a miesiąc maksimum jest bardzo zmienny. Suma termiki kończy się w VIII lub IX.

W termice pogodowej (ryc. 2 b) lipiec nie jest nigdzie miesiącem dominującym. Występują natomiast pasy wczesnej termiki (max. w IV) i pasy późnej termiki (max. w IX, obok V i VI). Na reszcie obszaru Polski maksimum tej termiki pojawia się w V lub VI.

W termice burzliwej (ryc. 2 c) uwidacznia się bardzo zmienny czas trwania tej termiki. Maksimum jej wypada wszędzie w VII lub VIII, a w pasie południowym także w VI. Termika ta kończy się w III lub IX (zaznaczone na ryc. 2 c).

ma 104 dni, tj. 3 i pół miesiąca z *Cu* burzliwymi, a Kalisz tylko 20. 70 *km* na *NE* od Kalisza położone Koło, ma już 102 dni z tymi *Cu*, tak, że różnica na 70 *km* wynosi 82 dni.

Na ryc. 1 wyróżniają się cztery regiony termiki:

A) Trzy obszary stałej termiki (1, 2 *a*, *b*, *c*, 3), gdzie występuje zarówno często termika pogodowa i burzliwa.

B) Obszary mające częstą termikę pogodową a rzadką burzliwą. Są to: Roztocze i północna krawędź Podola, południowe Podole, Wołyń, Szwajcaria Kaszubska, *W* i *NE* części Wileńszczyzny.

C) Obszar leżący w trójkącie Wisły i Sanu i obejmujący Góry Świętokrzyskie, ma częstą termikę burzliwą, a rzadką pogodową.

D) Obszarami stale atermicznymi są: oś I—I', obręcz obejmująca od *N*, *NW* i *S* Polesie, oraz pas dolin podkarpackich od Zaleszczyk aż po śląską krainę stawów.

Niezależnie jednak od tych atermicznych jednostek, widać na ryc. 1 *a*, że cały niemal obszar leżący na wschód od Wisły, jest atermiczny. Wynurza się z niego tylko wyspa Podola i zaznacza pomost Roztocza.

2. *Charakterystyka letniego okresu termiki.*

I w tym zagadnieniu, liczniejszy materiał pozwolił wykryć pewne regularności w rozprzestrzenianiu się termiki *Cu*.

Podobnie, jak w poprzednim artykule, weźmiemy tu pod uwagę 5 elementów:
1. miesiąc początku termiki,
2. czas trwania termiki, wyrażony w miesiącach,
3. miesiąc najczęstszej termiki (maksimum),
4. miesiąc końcowy,
5. skupianie się termiki na większość miesięcy letnich, czy też występowanie jej tylko w nielicznych, uprzywilejowanych miesiącach.

Część tych stosunków przedstawiona jest na ryc. 2. Przegląd tych map, pozwala wysnuć następujące wnioski:

A) (Ryc. 2 *a*). Maj jest początkiem termiki na całym obszarze Polski, z wyjątkiem obszarów objętych izarytmą 6 miesięcy trwania, gdzie termika musi oczywiście zaczynać się już w kwietniu; są to skrawki na zachodzie i półn.-wschodzie kraju, oraz podolska dolina Dniestru.

Czas trwania termiki w wyżej wymienionych obszarach wynosi 6 miesięcy, na reszcie obszaru 5 lub 4 miesiące (por. ryc.).

Miesiąc maksimum jest bardzo zmienny: w V lub VI na obszarach zaznaczonych na ryc. 2 a; w IX na wybrzeżu, Pomorzu i w Zaleszczykach; w VII na reszcie obszaru Polski.

Koniec termiki przypada w środku, na *S* i na *NE* kraju w VIII; na Pomorzu, w Poznańskim i w Pińszczyźnie w IX.

Maksimum zmienności z miesiąca na miesiąc wypada w Chojnicach, gdzie w IV występuje 8 dni z *Cu*, a w IX 22 dni. Współczynnik zmienności wynosi więc 2,75.

B) Warunki termiki pogodowej są skupione bardzo równomiernie na wszystkie miesiące lata. Początek tej termiki przypada w obszarach zaznaczonych na ryc. 2 *b* (Max. IV) w kwietniu, na reszcie terytorium w maju.

Czas trwania wynosi najmniej 5 miesięcy (V—IX, lub IV—VIII). Lipiec nie jest nigdzie miesiącem maksimum termiki pogodowej. Można tu wyróżnić natomiast pasy wczesnej termiki z maksimum już w IV (por. ryc.), oraz pasy późnej termiki z maksimum w IX, obok V i VI (por. ryc.). Na reszcie terytorium maksimum wypada w V lub VI. Późna termika *Cu* pogodowych w IX, zdaje się zbiegać z przysłowiowo piękną „polską jesienią".

Maksimum zmienności tej termiki obserwuje się w Postawach na *NE* od Wilna, gdzie kwiecień posiada 14 dni z *Cu*, a czerwiec 23 dni. Maksymalny współczynnik zmienności wynosi więc 1,65, czyli jest mały.

C) Warunki termiki burzliwej są rozrzucone bardzo nierównomiernie na rozmaite miesiące lata, zależnie od regionu.

Początek jej wypada na ogół na V lub VI, ale istnieją dwie wyspy, gdzie termika ta rozpoczyna się już w IV, a mianowicie na południu kraju, wewnątrz izarytmy 5 miesięcy trwania (por. ryc. 2 *c*), oraz na obszarze Kalisz—Ostrów Wlkp. — Kępno. Nadto istnieje pięć wysp, gdzie termika ta pojawia się dopiero w VII; zachodzi to w obszarach, gdzie czas trwania spada poniżej 2 miesięcy (por. ryc. 2 *c*).

Czas trwania termiki burzliwej, jak to widać z ryc. 2 *c*, jest ogromnie zmienny (od 2 do 6 miesięcy). Charakterystyczną jest przy tym wielka wyspa długotrwałej termiki burzliwej na południu kraju, zaznaczająca się równie silnie na ryc. 1 *c*.

Miesiącem maksimum jest wszędzie VII lub VIII. Obok VII i VIII, jako miesiąc drugorzędnego maksimum figuruje VI (por. ryc.). Maksimum w VI występuje w wydłużonym pasie na południu kraju.

Koniec termiki burzliwej przypada na ogół na VIII. Jedynie na *NW* i *NE* kraju, bliżej bałtyckich torów zniżek, termika ta kończy się później, bo dopiero w IX. Podobny język późnego zakończenia mamy na *SW* Polski, a więc znów bliżej Atlantyku.

Jak wspomniałem już, termika burzliwa jest we wszystkich regionach Polski bardzo rozrzucona na poszczególne miesiące. W Pohulance k. Wilna, kwiecień ma 5 dni z burzliwymi *Cu*, a lipiec 21 dni. Współczynnik zmienności jest więc bardzo duży i wynosi 4,27.

PRACE NADESŁANE

G. A. MOKRZYCKI i J. WYSOCKI

Start szybowca z gum.

Longueur du décollage d'un planeur lancé à l'aide de sandow

Un planeur décolle suivant la ligne OY (fig. 1). Sandow est tendu à la longueur $2\,l_1$; l'angle entre les sandows et OY soit α_1, donné par les coordonnées (h et H) des points dans lesquels se trouvent les equipages. Le planeur décolle à l'angle d'attaque constant i_s, a lequele correspondent les coéfficients de la traînée c_{xs} et de la portance c_{ys}. Soit Q le poids du planeur, S la surface portante, f le coeff. du frottement, s_g la section de sandow, E mod. d'elasticité, $q = \frac{\varrho v^2}{2}$ la pression de la vitesse, φ la pente du terrain. L'équation du mouvement est alors donnée par (1). Pour simplifier le calcul on admet l'angle $\varphi = 0$ ($1\,a$) et la loi du Hooke pour sandow ce qui donne la force de traction F suivant OY ($2\,a$). Pour H_o on a la longueur de sandow $2\,l_o$ et la force $F=0$.

La solution générale du ($1\,a$) donne (6). N; M; A; a_1; sont donnés par (4), (5), (3), ($2\,a$), ($2\,b$). Le calcul montre que pratiquement on peut admettre $\cos\alpha = k = \text{const} = 0{,}966$, ou même $\alpha = 0$ or $k = 1$. Les solutions sont alors réprésentées par (6 a) ou ($6\,b$), M_o par (7). On peut résoudre l'équation ($6\,b$) graphiquement, ou bien devellopper selons e^{Ay}. On peut prendre alors l'équation du premier degré ($8\,a$) et determiner q_s du (9) qui répresente la projection des forces sur axe Y, ou bien l'équation du 2 - ième degré (10 a) avec solution: la longueur du décollage $y_s < (H - H_o)$. Le calcul selons ($6\,b$) est recommendé.

Aby obliczyć długość startu, wyobraźmy sobie szybowiec w punkcie 0 (ryc. 1), poruszający się po linii OY, pod wpływem jednakowo silnie (długość gumy l_1) naciągniętych gum, tworzących z osią Y kąt α_1. Kąt ten określamy przez podanie współrzędnych (h oraz H) punktu, w którym stoją załogi naciągające gumę. Jeżeli stok góry tworzy z poziomem kąt φ, równanie ruchu pod założeniem, że startujemy na stałym kącie natarcia i_s ma postać:

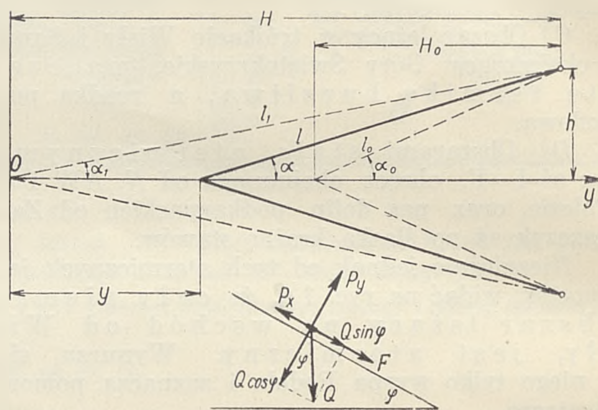
$$\frac{Q}{g}\frac{d^2y}{dt^2}+c_{xs}Sq+f(Q\cos\varphi-c_{ys}Sq)-F-Q\sin\varphi=0 \quad (1)$$

gdzie Q oznacza ciężar szybowca, S powierzchnię nośną, c_{xs}, c_{ys} spółczynniki oporu i wyporu odpowiadające kątowi i_s, f spółczynnik tarcia, F napięcie gumy.

Rozpatrzmy najniekorzystniejszy wypadek startu mianowicie start z terenu płaskiego ($\varphi=0$). Wówczas mamy równanie ruchu:

$$\frac{Q}{g}\frac{d^2y}{dt^2}+c_{xs}Sq+f(Q-c_{ys}Sq)-F=0. \quad . \ (1\,a)$$

Przyjmujemy, że dla długości l_0 (odpowiadający kąt α_0) naciąg gumy $F=0$. Dalej dla prostoty rachunku przyjmujemy, że guma podlega prawu Hooke'a, co nie jest zgodne z rzeczywistym stanem rzeczy, ale co tylko nieznacznie może zmienić wyniki liczbowe.



Ryc. 1.
Schemat.

Gdy długość jednej gumy wynosi l, napięcie jej:

$$F_1 = E s_g . \varepsilon$$

gdzie s_g oznacza przekrój gumy, zaś:

$$\varepsilon = \frac{l-l_0}{l_0} = \frac{\sin\alpha_0}{\sin\alpha} - 1.$$

Zatem:

$$F = 2\,F_1\cos\alpha = 2\,a_1\left(\frac{\sin\alpha_0}{\sin\alpha} - 1\right)\cos\alpha \ . \quad . \ (2)$$

gdzie

$$a_1 = E s_g.$$

A ponieważ:

$$\sin\alpha = \frac{h}{\sqrt{(H-y)^2+h^2}}; \qquad \cos\alpha = \frac{H-y}{\sqrt{(H-y)^2+h^2}};$$

$$\sin\alpha_0 = \frac{h}{l_0}$$

mamy:

$$F = 2\,a_1\left[\frac{H-y}{l_0} - \frac{H-y}{\sqrt{(H-y)^2+h^2}}\right] \ . \quad . \ (2\,a)$$

Uwzględniając równanie (2) i związek $q = \frac{\varrho v^2}{2}$ oraz kładąc:

$$A = \frac{g\varrho S}{Q}(f c_{ys} - c_{xs}) \ . \quad . \quad . \ (2\,b)$$

możemy ($1\,a$) przedstawić w postaci:

$$\frac{dq}{dy} - A\,q =$$

$$= \frac{g\varrho}{Q}\left[\left(\frac{2\,a_1 H}{l_0} - fQ\right) - \frac{2\,a_1}{l_0}\,y - \frac{2\,a_1(H-y)}{\sqrt{(H-y)^2+h^2}}\right] \ (1\,b)$$

Przy wprowadzeniu oznaczeń:

$$\frac{2a_1}{l_0} = a \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (3)$$

$$N = \frac{a g \varrho}{A Q} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

$$M = \frac{g \varrho}{A Q}\left[\frac{a}{A} - (aH - fQ)\right] \quad . \quad . \quad (5)$$

dochodzimy do rozwiązania ogólnego równania (1 *b*):

$$q = Ny - M(e^{Ay} - 1) - ANl_0 e^{Ay}\int_0^y \frac{(H-y)\, e^{-Ay}}{\sqrt{(H-y)^2 + h^2}} dy \quad (6)$$

Aby wyznaczyć ostatnią całkę, zorientujemy się w danych liczbowych, które przyjmujemy podług przeciętnych wartości spotykanych w praktyce. I tak przeciętne wartości wynoszą:

$$h = 8\,m; \quad l_0 = 25\,m; \quad \varepsilon = 0{,}85; \quad l_1 = 46{,}3\,m;$$

$$H_0 = \sqrt{l_0^2 - h^2} = 23{,}7\,m; \quad H = \sqrt{l_1^2 - h^2} = 45{,}6;$$

$$\cos\alpha_1 = \frac{H}{\sqrt{H^2 + h^2}} = \frac{45{,}6}{46{,}3} = 0{,}985;$$

$$\cos\alpha_0 = \frac{H_0}{l_0} = \frac{23{,}7}{25{,}0} = 0{,}948.$$

Wartości $\cos\alpha$ różnią się nieznacznie między sobą i mieszczą się między tymi obiema wartościami krańcowymi

$$0{,}948 \leqslant \cos\alpha = k \leqslant 0{,}985.$$

Możemy więc bez obawy popełnienia dużego błędu przyjąć w czasie całego startu średnią stałą wartość $\cos\alpha = k = 0{,}966$, co pozwala scałkować szukane wyrażenie i przedstawić rozwiązanie ogólne w postaci:

$$q = Ny - (M + Nkl_0)(e^{Ay} - 1) \quad . \quad (6a)$$

Spróbujmy uproszczenie problemu posunąć jeszcze dalej i przyjąć $k = 1$, co jest równoznaczne z działaniem naciągu gumy w kierunku drogi startu ($\alpha = 0$, $h = 0$). Oznaczając: $F_0 = a(H - l_0)$, mamy $F = F_0 - ay$.

Wprowadzając oznaczenie:

$$M_0 = \frac{g \varrho}{A Q}\left[\frac{a}{A} - (F_0 - fQ)\right] = M + Nl_0 \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$

możemy rozwiązanie przedstawić w postaci:

$$q = Ny - M_0(e^{Ay} - 1) \quad . \quad . \quad . \quad (6b)$$

Równanie to można rozwiązać graficznie. Możemy je również rozwiązać w sposób przybliżony rozwijając e^{Ay} w szereg i otrzymując w pierwszym przybliżeniu równanie liniowe:

$$q = \frac{g \varrho}{Q}(F_0 - fQ)\, y \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (8)$$

stąd

$$y_s = \frac{q_s}{\frac{g \varrho}{Q}(F_0 - fQ)} \quad . \quad . \quad . \quad (8a)$$

przy czym ciśnienie prędkości startu wyznaczamy z równania

$$Q\cos\varphi = c_{ys} S q_s \quad . \quad . \quad . \quad (9)$$

(dla lotniska poziomego $\cos\varphi = 1$).

Jako drugie przybliżenie otrzymujemy równanie drugiego stopnia

$$q = Ny - AM_0 y - \frac{M_0 A^2 y^2}{2} \quad . \quad . \quad (10)$$

stąd:

$$y_s = \frac{(N - AM_0) \mp \sqrt{(N - AM_0)^2 - 2\, q_s A^2 M_0}}{A^2 M_0} \quad (10a)$$

przy czym jedno tylko rozwiązanie ma znaczenie mechaniczne

$$y_s < (H - H_0).$$

Jeżeli pracę startową zdefiniujemy jako:

$$L = \int_0^{y_s} F\, dy \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (11)$$

możemy, uwzględniając (2 *a*), napisać:

$$L = 2a_1\left[\int_0^{y_s} \frac{H - y}{l_0} dy - \int_0^{y_s} \frac{H - y}{\sqrt{(H-y)^2 + h^2}} dy\right]$$

co prowadzi do wyrażenia:

$$L = a\left(H - \frac{y_s}{2}\right) y_s - al_0\left[\sqrt{H^2 + h^2} - \sqrt{(H - y_s)^2 + h^2}\right] \quad (12)$$

Gdy przyjmujemy uproszczenie $\alpha = 0$, $h = 0$, praca startowa

$$L = \left(F_0 - \frac{a y_s}{2}\right) y_s \quad . \quad . \quad . \quad (12a)$$

Przykład liczbowy.

Zakładamy dla szybowca:

$$Q = 200\,kg; \quad S = 17{,}8\,m^2; \quad c_{ys} = 0{,}85;$$

$$c_{xs} = 0{,}05; \quad l_0 = 25\,m; \quad f = 0{,}2.$$

Dla gumy:

$$\varepsilon = 0{,}85; \quad F_1 = \varepsilon a_1 = 140\,kg; \quad a_1 = 165;$$

$$a = \frac{2a_1}{l_0} = 13{,}2; \quad F_0 = a(H - l_0) = 280\,kg.$$

Dla tych wartości otrzymujemy:

$$q_s = \frac{Q}{c_{ys} S} = 13{,}2\,kg/m^2;$$

$$A = \frac{g \varrho}{Q} S(fc_{ys} - c_{xs}) = 0{,}0131;$$

$$N = \frac{a g \varrho}{A Q} = 6{,}18;$$

$$F_0 - fQ = 240\,kg;$$

$$\frac{g\varrho}{Q}(F_0 - fQ) = 1{,}47;$$

$$\frac{a}{A} - (F_0 - fQ) = 768\,kg;$$

$$M_0 = \frac{g\varrho}{AQ}\left[\frac{a}{A} - (F_0 - fQ)\right] = 359;$$

$$N - A\,M_0 = 1{,}47;$$

$$A^2 M_0 = 0{,}0617;$$

$$2\,q_s A^2 M_0 = 1{,}63.$$

1. Przyjmując siłę działającą w kierunku osi Y ($\alpha=0$, $h=0$, $\cos\alpha=k=1$), stosujemy wzór (6 b)

$$q_0 = 6{,}18\,y - 359\,(e^{0{,}0131\,y} - 1)\;.\;.\;.\;(13)$$

Z pierwszego przybliżenia (8 a) obliczone

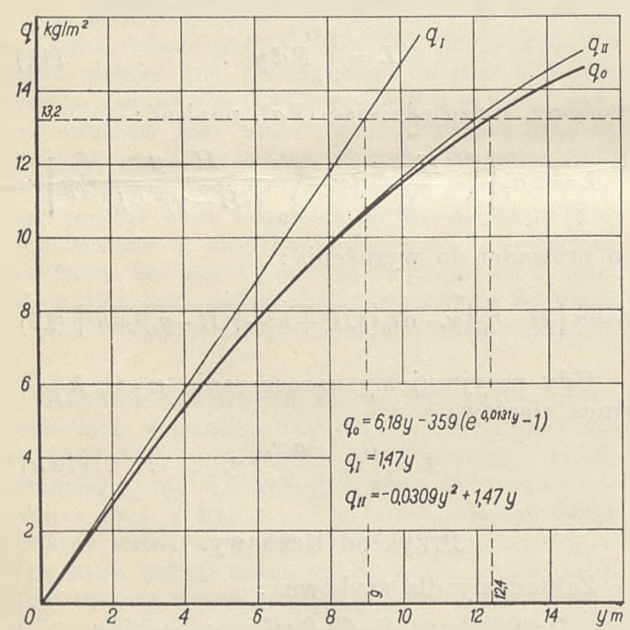
$$y_s = 9\,m.$$

Z równania drugiego stopnia (10 a) obliczone

$$y_s = 12\,m.$$

Równanie (13) rozwiązane graficznie (ryc. 2) daje

$$y_{s_0} = 12{,}4\,m.$$



Ryc. 2.
Rozwiązanie graficzne.

Przyjmując to rozwiązanie za miarodajne widzimy, że pierwsze przybliżenie daje błąd 27,4%, natomiast drugie przybliżenie jest już zupełnie dopuszczalne, jako dające 3,2% błędu.

Ryc. 2 daje rozwiązanie graficzne i pokazuje przebieg krzywych określających przybliżone rozwiązania. Widzimy, że przybliżenia są tym lepsze im mniejsza jest prędkość startu (q_s) tj. im mniejsze jest obciążenie na 1 m^2.

2. Dla wypadku ogólnego, wzór (6 a), przyjmujemy wartości

$$h = 8\,m;\quad l_0 = 25\,m;\quad \varepsilon = 0{,}85;\quad l_1 = 46{,}3\,m.$$

Dla nich obliczamy:

$$H_0 = \sqrt{l_0^2 - h^2} = 23{,}7\,m,\qquad H = \sqrt{l_1^2 - h^2} = 45{,}6\,m;$$

pozostałe wartości jak w przykładzie (1).

$$M = \frac{g\varrho}{AQ}\left[\frac{a}{A} - (aH - fQ)\right] = 209;$$

$$A\,N = 0{,}081;\qquad A\,N\,l_0 = 2{,}03;\qquad N\,l_0 = 154;$$

$$M + N\,l_0 = 363\,kg;\quad F_0 = 2a_1\left[\frac{H}{l_0} - \frac{H}{\sqrt{H^2 + h^2}}\right] = 277\,kg$$

Mamy więc:

$$q = 6{,}18\,y - (209 + 154\,k)(e^{0{,}0131\,y} - 1)$$

Z dwóch wartości granicznych, które ustaliliśmy

$$0{,}948 \leqslant k \leqslant 0{,}985$$

przyjmujemy granicę górną $k_1 = 0{,}985$, wówczas znajdujemy:

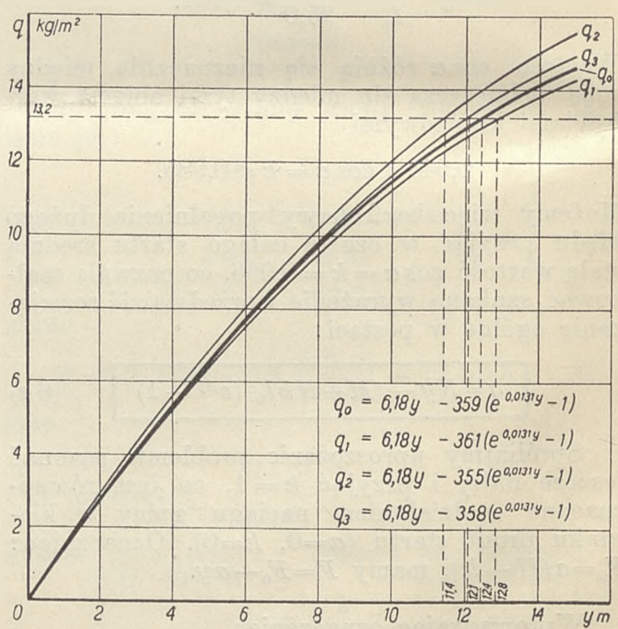
$$q_1 = 6{,}18\,y - 361\,(e^{0{,}0131\,y} - 1).$$

Dla $k_2 = 0{,}948$

$$q_2 = 6{,}18\,y - 355\,(e^{0{,}0131\,y} - 1).$$

Zaś dla $k_3 = \frac{k_1 + k_2}{2} = 0{,}966$

$$q_3 = 6{,}18\,y - 358\,(e^{0{,}0131\,y} - 1).$$



Ryc. 3.
Rozwiązania dla różnych wartości k.

Dla $q_s = 13{,}2\,kg/m^2$, otrzymujemy (ryc. 3):

$$y_{s_1} = 12{,}8\,m,$$
$$y_{s_2} = 11{,}4\,m,$$
$$y_{s_3} = 12{,}1\,m.$$

Rzeczywista wartość y_s będzie zawarta między y_{s_2} i y_{s_1}.

Jeżeli przyjmujemy wartość średnią y_{s_3} za miarodajną, to zauważymy, że:

$$\frac{y_{s_3} - y_{s_0}}{y_{s_0}}100 = \frac{12{,}1 - 12{,}4}{12{,}4}100 = -2{,}4\,\%.$$

Możemy więc śmiało obliczać drogę startową wzorem (6 b) pod założeniem $k=\cos\alpha=1$ ($\alpha=0$, $h=0$), gdyż błąd jaki popełnimy będzie praktycznie dopuszczalny.

3. Praca startowa obliczona przy powyższych założeniach dla $y_{s_0}=12{,}4\,m$, wzorem (12 a) daje

$$L=2458\,kgm,$$

zaś wzorem (12)

$$L=2423\,kgm.$$

Wobec tego, że różnica nie przekracza 1,5% możemy stosować wzór prostszy (12 a).

KOMUNIKATY.

Jaki tunel aerodynamiczny byłby najbardziej celowy w nowo projektowanym budynku Laboratorium Aerodynamicznego Politechniki Lwowskiej?

W nowo projektowanym budynku Laboratorium Aerodynamicznego stanąć ma tunel aerodynamiczny możliwie uniwersalny i najbardziej celowy dla badań szybowców i moto-szybowców, a przy tym tani tak odnośnie do kosztów budowy, jak i utrzymania ruchu. Takim tunelem wydaje się być tunel o zamkniętym obiegu i swobodnym strumieniu powietrza w przestrzeni pomiarowej, o średnicy strumienia wynoszącej 3 m i szybkości maksymalnej 75 m/sek; przy normalnych badaniach szybkość strumienia może wynosić 40 m/sek.

Uzasadnienie podanych wartości średnicy strumienia i jego szybkości polega na tym, że w wielu wypadkach ekstrapolacja wyników pomiarów modelowych na warunki rzeczywiste w locie jest tylko wtedy możliwa, jeśli wartość liczby Reynolds'a, stosowanej przy pomiarach modelowych, jest rzędu miliona. Pomiary wykonane przy mniejszej liczbie Reynolds'a są bardzo często o wątpliwej wartości do celów praktyki.

Tak np. przy cienkim stosunkowo profilu jest opór profilowy przy małych kątach natarcia zależny w głównej mierze od wielkości tarcia powłokowego, gdyż opór ciśnienia jest względnie mały. Prawo oporu powłokowego takich profili zbliżone jest do prawa oporu powłokowego cienkich płyt płaskich, wykazującego dużą zależność od wielkości liczby Reynolds'a, zwłaszcza przy wartościach tej liczby odpowiadających przejściu laminarnej warstwy przyściennej we warstwę burzliwą. Odnośne miejsce przejścia jest przy tym szczególnie wrażliwe na stopień burzliwości strugi powietrza, wskutek czego mogą wyłonić się duże różnice wyników otrzymanych w różnych tunelach przy równych zresztą liczbach Reynolds'a.

Przy grubych profilach wpływa na wielkość oporu profilowego zarówno opór powłokowy jak i opór ciśnienia. Jak wykazały badania, przeprowadzone w różnych tunelach, zmiejsza się $(c_x)_{c_y=0}$ wybitnie ze wzrostem liczby Reynolds'a w okolicy względnie małych liczb Reynolds'a tj. rzędu 10^5.

Poza tym wpływ chropowatości powierzchni płatów na wielkość najmniejszego oporu objawia się dopiero przy liczbach Reynolds'a rzędu 10^6, t. zn. przy mniejszych liczbach Reynolds'a modele o gładkich i chropowatych powierzchniach dają wyniki identyczne, analogicznie do podobnego prawa oporu przy ruchu wody w rurociągach.

Podobnie zmienia się wartość $c_{y\,max}$ wraz z liczbą Reynolds'a R aż do pewnej wartości $R>10^6$ ulegając bądźto powiększeniu bądź też pomniejszeniu zależnie od profilu. Poza tym wpływ chropowatości powierzchni na $c_{y\,max}$ objawia się też dopiero przy dużych wartościach R.

Wskazanym powyżej wymaganiom odpowiada w zakresie stosowanych wydłużeń λ w dużej mierze tunel aerodynamiczny o średnicy strumienia w miejscu pomiarowym równej 3 m i szybkości maksymalnej $v=75\,m/sek$, jak to wykazuje załączona niżej tabela:

λ	5		10		15		18	
$v=m/sek$	40	75	40	75	40	75	40	75
$10^{-6}\,.\,R$	1,12	2,10	0,56	1,05	0,37	0,70	0,31	0,58

W stosunku do tunelu o średnicy strumienia np. $\Phi_2=2{,}5\,m$ uzyskujemy przy zastosowaniu tej samej liczby Reynolds'a pewną oszczędność na mocy N, gdyż założywszy równe warunki pracy dla tuneli o $\Phi_1=3\,m$ i $\Phi_2=2{,}5\,m$ otrzymujemy:

$$\frac{N_1}{N_2}=\frac{F_1\,v_1^3}{F_2\,v_2^3}$$

gdzie F_1 i F_2 oznaczają przekroje strumienia w miejscu pomiarowym. Oznaczywszy przez t_1 i t_2 średnie głębokości skrzydeł zawieszonych w tunelu 1 względnie 2, otrzymujemy dla $R_1=R_2$

$$v_1\,t_1=v_2\,t_2$$

skąd

$$\frac{v_1}{v_2}=\frac{t_2}{t_1}=\frac{\Phi_2}{\Phi_1}$$

czyli

$$\frac{N_1}{N_2}=\frac{\Phi_1^{\,2}}{\Phi_2^{\,2}}\cdot\frac{\Phi_2^{\,3}}{\Phi_1^{\,3}}=\frac{\Phi_2}{\Phi_1}=\frac{2{,}5}{3}=0{,}83.$$

Poza tym przy zastosowaniu tych samych szybkości strumienia przy pomiarach w obu tunelach uzyskujemy w tunelu 1 większe liczby Reynolds'a, gdyż

$$\frac{R_1}{R_2}=\frac{t_1}{t_2}=\frac{\Phi_1}{\Phi_2}=\frac{3}{2{,}5}=1{,}2.$$

Ponadto możność zastosowania stosunkowo dużych modeli jest nieraz, mimo większych

trudności ich wykonania, korzystniejsza, gdyż umożliwia łatwiejsze wmontowanie napędu dla modelu śmigła czynnego w czasie pomiaru Wiadomo zaś, że wpływ strugi pochodzącej od śmigła na wielkość wyporu i statyczną stateczność jest wcale duży.

Wreszcie należy podnieść, że przy specjalnych badaniach, jak np. przy pomiarach sterów, lotek, szczelin itp. wymagane są większe rozmiary tych części tak ze względu na dokładność wykonania, jak też i wielkość mierzonych sił.

Wobec tego wydaje się właściwszem zastosowanie tunelu o $\Phi=3\,m$, aniżeli tunelu o mniejszej średnicy strumienia przy równoczesnym powiększeniu szybkości strumienia. Niewątpliwie dalsze powiększenie średnicy strumienia byłoby bardzo pożądane, ale wtedy rosną jeszcze bardziej koszty budowy i modeli, tak że stają się niedostępne w warunkach normalnych.

Ponieważ tunel lwowski przeznaczony ma być w dużej mierze dla badań szybowców i motoszybowców, mających zazwyczaj duże wydłużenie, przeto zastosowanie średnicy strumienia $\Phi=3\,m$ wydaje się być dolną granicą dla tuneli o podobnym przeznaczeniu.

Z. Fuchs.

Nakładem L A P L i I T S. Pierwsza Związkowa Drukarnia, Lwów, Lindego

Pierwsza Związkowa Drukarnia we Lwowie, ul. Lindego 4.